ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
им. проф. Н.Е.Жуковского

25 – 26
апреля 2019г.
п. Володарского

«XXX Научно-Техническая
Конференция по
Аэродинамике»

Посвящается 150-летию со дня рождения С.А. Чаплыгина

М А Т Е Р И А Л Ы

XXX НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ ПО АЭРОДИНАМИКЕ

Ц А Г И

2019г.

Конференция проводится при поддержке
Российского Фонда Фундаментальных Исследований
(проект №19-01-20005)



© Центральный Аэрогидродинамический институт
имени проф. Н.Е.Жуковского (ЦАГИ), 2019

ОГЛАВЛЕНИЕ **Стр.**

1. ***И.В. Абалакин, В.Б. Бобков, А.П. Дубень, Т.К. Козубская (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва), С.П. Рыбак (ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв).*** Расчет пульсаций давления на поверхности ракеты космического назначения с помощью вихреразрешающего подхода…….. **15**
2. ***К.А. Абрамова (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Оптимизация параметров выдува тангенциальной струи на верхнюю поверхность профиля с различными целевыми функциями…….. **16**
3. ***Н.Д. Агеев (ФГУП «ЦАГИ» г. Жуковский, МФТИ, г. Москва, НИУ МГСУ, г. Москва), А.А. Павленко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, МФТИ, г. Москва).*** Улучшающие вариации формы межгондольного топливного бака…….. **16**
4. ***П.А. Агуреев, А.О. Бондарев, Ю.Ю. Евдокимов, И.В. Трифонов, А.В. Усов, А.А. Щедрин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Аэродинамическая модель корпуса вертолета ЛЛ ПСВ с действующим имитатором силовой установки для испытаний в аэродинамической трубе Т-105…….. **17**
5. ***П.А. Агуреев, Ю.Ю. Евдокимов, И.В. Трифонов, А.В. Усов, С.В. Ходунов, С.Ю. Козырев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), В.Э. Балдин, А.Б. Корочкин, С.В. Поплавский (ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва).*** Свободнолетающая модель-демонстратор малоскоростного высотного БЛА большой продолжительности полета…… **18**
6. ***А.Б. Айрапетов (НИМК «ЦАГИ», г. Москва).*** О существовании автомодельных решений задачи возмущения свободной границы весомой вязкой жидкости с поверхностным натяжением в плоском канале…….. **19**
7. ***А.Б. Айрапетов, А.В. Катунин, А.М. Тимербулатов (НИМК «ЦАГИ», г. Москва).*** Аэродинамические характеристики отсека крыла с ламинаризированным профилем и развитой комбинированной механизацией…….. **19**
8. ***А.Б. Айрапетов, А.В. Катунин, А.М. Тимербулатов (НИМК «ЦАГИ», г. Москва).*** Численное моделирование экспериментального исследования аэродинамических характеристик крыла большого удлинения с помощью крупномасштабной модели отсека крыла малого удлинения с концевыми шайбами. **20**
9. ***В.О. Акинфиев, М.А. Гусаров, Г.Н. Лаврухин, Д.В. Ливерко, В.О. Решетин, В.Ф. Третьяков, И.Л. Чернышев, В.В. Янин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Исследование влияния сильфонного узла на показания весов при испытаниях крупномасштабной модели ЛА с имитаторами ТРДД в Т-104…….. **20**
10. ***В.О. Акинфиев, М.А. Гусаров, Д.В. Ливерко, В.О. Решетин, В.Ф. Третьяков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Всеракурсный обдув воздухозаборника ТРДД большой степени двухконтурности…….. **21**
11. ***В.О. Акинфиев, Д.В. Ливерко, В.О. Решетин, В.Ф. Третьяков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Испытания модели воздухозаборников подкрыльевой СУ самолета БСМС на крейсерских режимах…… **22**
12. ***А.А. Аксенов, П.М. Бывальцев, (ООО «Тесис», г. Москва), С.В. Жлуктов, К.Э. Сорокин (ООО «ВИП», г. Москва), А.А. Бабулин, В.И. Шевяков (АО «ГСС», г. Москва).*** Валидационное тестирование программного модуля ICEVISION пакета программ FLOWVISION…… **22**
13. ***В.К. Алаторцев, О.М. Карякин, А.Г. Наливайко, М.В. Устинов, Я.Ш. Флаксман, А.Е. Яшин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Воздействие струйного актуатора на обтекание прямоугольного крыла при режимах, близких к взлетно-посадочным. **23**
14. ***А.А. Александров, А.В. Воронков, О.Б. Мамонтов, И.Ю. Овсянников, А.М. Подлеснов, С.В. Терешин, Е.А. Шарая, А.В. Шарый (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Разработка аппаратно-программного комплекса мониторинга оборудования с ЧПУ в составе интегрированной системы проектирования, конструирования и изготовления аэродинамических моделей самолетов…….. **24**
15. ***А.В. Александров, Е.А. Александрова, В.Я. Боровой, В.Н. Радченко, А.В. Федоров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Влияние формы и толщины передней кромки пластины на ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя в гиперзвуковом потоке…… **25**

16. ***А.В. Александров, Е.А. Александрова, П.В. Чувахов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский; МФТИ, г. Долгопрудный).*** Расчёт теплообмена на поверхности угла сжатия с периодически возмущённой предотрывной зоной…….. **26**
17. ***А.А. Алексеев, П.В. Ерохин, Е.А. Кудашкина (ПАО «Туполев», г. Москва).*** Сравнение коэффициента шарнирного момента, полученного расчётным путём, с экспериментальными данными……. **27**
18. ***С.А. Алексеев, М.Н. Семенцов (АО «ГСС», г. Москва).*** Система снижения нагрузок на самолете SSJ-100……... **28**
19. ***В.С. Алесин, В.В. Губский, О.В. Павленко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Численные исследования интерференции винтокольцевого двигателя с фюзеляжем **29**
20. ***Д.А. Алиева, И.И. Гришин, К.А. Колинько, А.Н. Храбров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Экспериментальное исследование нестационарных аэродинамических характеристик модели CRM……. **29**
21. ***И.А. Амелюшкин* (ФГУП «*ЦАГИ», Жуковский*).** Вязкоупругие и электромагнитные процессы в течениях со свободными границами…… **31**
22. ***Г.А. Амирьянц, А.Р. Горбушин, Ю.А. Найко, А.В. Семенов, Д.А. Ступак, Н.Н. Хозяенко, В.М. Фомин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Влияние на аэродинамические характеристики искажений контура модели из-за упругой деформации и покрытий для визуализации обтекания……... **32**
23. ***В.А. Анимица, Е.А. Борисов, В.С. Крымский, В.А. Леонтьев, М.А. Рубинштейн (ФГУП «ЦАГИ», г.Жуковский).*** Формирование предварительных требований к характеристикам устойчивости, управляемости и системе управления для исключения попадания в режим «самопроизвольного» левого вращения и выводу из него…….. **33**
24. ***М.В. Анимица, Н.Д. Гвоздев, К.Г. Косушкин, В.И. Маврицкий (ФГУП «ЦАГИ», г.Жуковский).*** Исследования распределенной силовой установки вертолетного типа……... **33**
25. ***О.В. Анимица, И.С. Босняков, А.М. Гайфуллин, П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик, В.П. Кузьмин, Ю.Н. Свириденко, С.Н. Супруненко, К.Г. Хайруллин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Моделирование полета пассажирского самолета при попадании в вихревой след на пилотажном стенде…… **34**
26. ***К.С. Анисимов, Н.В. Головина, А.К. Иванюшкин, Ю.В. Коротков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Взаимовлияние воздухозаборников встроенной в крыло самолёта распределённой силовой установки……. **35**
27. ***К.С. Анисимов, Д.В. Ливерко, А.В. Лысенков, С.В. Матяш, А.А. Савельев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Влияние вращения вентилятора на характеристики воздухозаборника на режиме бокового ветра…….. **35**
28. ***М.А. Архангельская, Ю.Ю. Евдокимов, П.М. Николаев, А.В. Усов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Программные средства корректировки формообразующей оснастки для обеспечения точности изготовления деталей из ПКМ по результатам измерений на координатно-измерительной машине…….. **36**
29. ***Ю.А. Архангельский, П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик, М.А. Рубинштейн, И.В. Русаков, Ю.П. Яшин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Методические вопросы исследования характеристик управляемости высокоавтоматизированного вертолета на пилотажном стенде…….. **37**
30. ***Ю.А. Архангельский, П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик, Ю.П. Яшин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Особенности управляемости самолётов с активными боковыми ручками управления……... **38**
31. ***М.Е. Архипов, А.О. Волкова, А.И. Иванов, Е.В. Стрельцов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Оценка влияния параметров пограничного слоя струйно-перфорированных границ на результаты весового эксперимента……. **39**
32. ***Р.Ш. Аюпов, Л.А. Бендерский, С.В. Глёкин, Д.А. Любимов, Д.Л. Мамышев, Н.А. Польняков (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва).*** Изучение RANS/ILES методом влияния асиммерии пограничного слоя на входе на характеристики воздухозаборника сверхзвукового пассажирского самолёта……. **40**
33. ***С.А. Баранов, Г.Г. Гаджимагомедов, А.В. Ливерко, Г.Я. Масленников, О.В. Мотова, Д.С. Сбоев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Опыт применения

пленочных датчиков термоанемометра на модели дужки в АДТ Т-128…….. **41**

34. ***С.А. Баранов, М.Д. Гамируллин, А.Ф. Киселев, А.П. Курячий, Д.С. Сбоев, С.Н. Толкачев, С.Л. Чернышев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Ослабление стационарных возмущений в трехмерном пограничном слое с помощью многоразрядной актуаторной системы……. **42**

35. ***С.А. Баранов, А.Ф. Киселев, Д.С. Сбоев, С.Н. Толкачев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Исследование системы секционированного отсоса при отказе одной из секций в приложении ламинаризации трехмерного пограничного слоя на стреловидном крыле…….. **43**

36. ***В.А. Баринов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Оценка скосов в зоне горизонтального оперения на моделях дозвуковых самолетов в АДТ различного размера…… **44**

37. ***А.К. Басов, М.М. Гончаров, Д.О. Лушкин (ПАО «Туполев», г. Москва).*** Численное определение упругих поправок к аэродинамическим коэффициентам стреловидного крыла…….. **45**

38. ***Н.И. Батура, Н.Г. Журкин, Н.М. Колушов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), В.А. Битюрин, С.С. Бычков, В.А. Грушин, Н.В. Третьякова (ОИВТ РАН, г. Москва).*** Влияние конструкции электродной секции на ресурсные характеристики МГД-Канала…… **45**

39. ***С. Бахнэ (ФАЛТ МФТИ, г. Жуковский), А.И. Трошин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Сравнение численных схем повышенного разрешения для уравнения переноса…… **46**

40. ***И.Г. Башкиров, Д.И. Гилязев, В.С. Горбовской, А.А. Дементьев, А.К. Иванюшкин, А.В. Кажан, В.Г. Кажан, Е.В. Карпов, Н.В. Седова, Л.Л. Теперин, А.Н. Шаныгин, А.В. Шенкин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Техническая концепция демонстратора технологий сверхзвукового пассажирского самолета на базе научно-технического задела по проекту легкого сверхзвукового делового самолета…….. **47**

41. ***В.К. Белкин, В.Д. Вермель, Ю.Ю. Евдокимов, И.В. Трифонов, А.В. Усов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Обеспечение требований к массово-инерционным характеристикам моделей лопастей несущих вертолетных винтов из ПКМ в условиях производственных погрешностей……. **48**

42. ***В.Г. Белова, В.А. Виноградов, Д.В. Комратов, В.А. Степанов (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва).*** Исследования двухконтурного входного устройства для силовой установки сверхзвукового делового самолета с двигателем изменяемого цикла…….. **49**

43. ***В.Г. Белова, В.А. Виноградов, Д.В. Комратов, В.А. Степанов (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва).*** Характеристики воздухозаборного устройства сверхзвукового делового самолета при имитации возмущений…… **50**

44. ***А.В. Бельчихина, Д.И. Гилязев, А.В. Кажан, В.Г. Кажан (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Формирование облика и расчетные исследования скоростного БПЛА точечно-наклонного взлёта и посадки с гибридной силовой установкой…… **51**

45. ***И.В. Беляев, Б.С. Замтфорт (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Новый облик двигателя для сверхзвукового пассажирского самолета……. **51**

46. ***И.В. Беляев, Б.С. Замтфорт, В.Ф. Копьев, В.Ф. Самохин, Г.А. Фараносов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Оценка допустимой скорости струи перспективного СПС, необходимой для достижения действующих и перспективных норм по шуму на местности…… **52**

47. ***Л.А. Бендерский, Д.А. Любимов, А.Ю. Макаров, А.А. Терехова (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва).*** Применение RANS/ILES метода для анализа воздействия синтетических струй на основе газового разряда на отрывное турбулентное течение в модельном диффузоре…….. **53**

48. ***Л.А. Бендерский, Д.А. Любимов, Н.А. Польняков (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва).*** Анализ RANS/ILES методом влияния системы слива на течение и характеристики ВЗУ с пространственным торможением потока, интегрированого с планером СДС…… **54**

49. ***А.В. Бизюков, Т.Д. Глушков, Г.И. Замолодчиков, А.Ю. Онин, Н.А. Семилет,***

А.С. Фурашов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва). Расчётные и экспериментальные исследования аэродинамических характеристик гексакоптера с поворотными вентиляторными движителями……. **55**

50. ***Г.В. Бирюков, Ю.К. Блокин-Мечталин, В.В. Петроневич (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), В.А. Колесников (ООО «Драйвер», г. Саранск).*** Состояние и перспективы развития многоканальных средств измерения давления……. **56**

51. ***К.А. Бирюкова, Т.Д. Глушков, С.А. Исакович, В.В. Митрофович, А.Ю. Онин, С.А. Сустин (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Анализ параметров осевых вентиляторов с переменной циркуляциией по длине лопаток в компактных установках с близкорасположенной преградой за рабочим колесом…… **56**

52. ***В.В. Богатырев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Способ уменьшения аэродинамического сопротивления несущей поверхности, снабженной рулем с осевой компенсацией…….. **57**

53. ***В.В. Богатырев, А.А. Ершов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Расчетные исследования льдообразования в аэрохолодильной трубе сезонного действия ЦАГИ…… **58**

54. ***В.И. Богомазов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Скоростная видеосъемка в методе дымящейся проволочки……. **59**

55. ***Г.Н. Богомазова, Е.В. Головкина, Д.О. Дець, А.А. Камелин, А.А. Климова (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Первые испытания на установке Ш-6 в АДТ Т-105 контрольной модели КМ.105.63.25……... **60**

56. ***А.А. Болдырев, Г.А. Крушинова (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Исследование влияния формы сечения истекающей вертикально водяной струи на её разрушение горизонтальным потоком воздуха……... **60**

57. ***А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя, Н.А. Пущин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Метод решения обратной задачи для полной крейсерской компоновки магистрального самолета с использованием уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу……. **61**

58. ***С.А. Болсуновский, Г.А. Губанов, А.С. Шутенко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Экспериментальная верификация метода определения границы зон устойчивого фрезерования……... **61**

59. ***С.А. Болсуновский, А.Е. Леонтьев, А.С. Шутенко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Определение динамических характеристик обрабатывающего центра с ЧПУ с использованием акселерометра……. **62**

60. ***А.В. Бондарев, С.С. Васин, В.М. Коноплева, В.И. Кукса, Е.Б. Скворцов, Ю.Н. Чернавских, М.Н. Чанов, А.С. Шелехова (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Концептуальное проектирование регионального транспортного самолёта……. **63**

61. ***А.В. Бондарев, Н.А. Гусарова, Д.В. Ливерко, М.Н. Чанов, В.В. Шалашов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Концепция аэродинамической модели мотогондолы с поперечным выдувом……. **64**

62. ***А.О. Бондарев, А.И. Булатов, Ю.Ю. Евдокимов, М.В. Ревазов, И.В. Трифонов, А.В. Усов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Особенности проектирования гидромоделей для буксировочных, катапультных и аэродинамических испытаний.. **64**

63. ***Е.А. Борисов, В.С. Крымский, В.А. Леонтьев, М.А. Рубинштейн (ФГУП «ЦАГИ», г.Жуковский).*** Расчётно-экспериментальные исследования режимов неуправляемого левого вращения одновинтовых вертолётов различных весовых категорий с рулевым винтом на пилотажном стенде…….. **65**

64. ***В.Г. Борисова[1,2], В.А. Силантьев[2] ([1]НГТУ, г. Новосибирск, [2] ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина», г. Новосибирск).*** Метод минимизации индуктивного сопротивления сложных несущих систем…… **66**

65. ***Н.А. Борисова, П.В. Ерохин, В.А. Фоломеев (ПАО «Туполев», г. Москва).*** Численное моделирование отстрела крышек фонаря аварийного покидания…….. **66**

66. ***И.С. Босняков, В.Ю. Подаруев, Г.Г. Судаков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Расчёт эволюции вихревого следа за самолётом методом высокого порядка…….. **67**

67. ***С.М. Босняков, М.Ф. Енгулатова, С.В. Матяш, С.В. Михайлов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), А.П. Дубень, Т.К. Козубская (ИПМ им. М.Ф. Келдыша,***

г. Москва). Валидация методов на основе RANS и LES применительно к решению задачи отрывного обтекания обратного клина…… **67**

68. ***Доклад удален***

69. ***В.А. Брусов, А.С. Меньшиков, Ю.Ю. Мерзликин (НИМК ФГУП «ЦАГИ» г. Москва).*** Разработка алгоритмов управления приводами колес шасси тяжелого транспортного самолета…… **69**

70. ***М.А. Брутян, А.В. Потапчик (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Иследование особенности картины взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем при околозвуковых скоростях…….. **70**

71. ***Н.Г. Бураго[1], А.Д. Никитин[2], И.С. Никитин[2] ([1]ИПМех РАН, [2]ИАП РАН, г. Москва).*** Безматричные алгоритмы для неявных схем решения нестационарных уравнений динамики жидкости и газа…….. **71**

72. ***Н.В. Бучнев, Ф.Э.угли Мирзаев, Е.В. Фирсов, С.С. Чичерин (ПАО «Туполев», г. Москва).*** Программа расчёта посадочных характеристик…….. **72**

73. ***А.П. Быков, А.П. Мазуров, А.В. Шенкин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Расчётное исследование аэродинамических характеристик реактивных сопел ВРД в компоновке на верхней поверхности фюзеляжа регионального самолёта…… **73**

74. ***А.В. Ваганов, Б.Е. Жестков, И.В. Сенюев, М.М. Целунов, В.В. Штапов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), В.И.Сахаров (НИИМ МГУ, г. Москва).*** Методика исследования неравновесного теплообмена и каталитических свойств высокотемпературных материалов…….. **74**

75. ***Х.Ф. Валиев, А.Д. Егорян, А.Н. Крайко (ФГУП «ЦИА», г. Москва).*** Устойчивость стационарных течений в каналах переменной площади с пересжатой детонационной волной и волной Чепмена-Жуге……. **75**

76. ***П.М. Васенина, Т.Д. Глушков, Г.И. Замолодчиков, С.А. Исакович, Н.А. Семилет, А.С. Фурашов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Исследования по акустической оптимизации формы лопаток спрямляющего аппарата высоконагруженного вентилятора для дозвуковой АДТ…… **76**

77. ***В.А. Вершков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Численные исследования аэродинамических и акустических характеристик модельного жесткого несущего винта вертолета на режиме горизонтального полета…….. **77**

78. ***В.В. Власенко, Е.С. Матяш, С.С. Молев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Повышение эффективности расчета течений реагирующего газа…… **77**

79. ***В.В. Власенко, А.Ю. Ноздрачев (ФГУП «ЦАГИ», ФАЛТ МФТИ, г. Жуковский).*** Тестирование моделей турбулентного горения на основе упрощенной системы уравнений…… **78**

80. ***А.Н. Власов, Р.М. Мурзагалин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Разработка алгоритмов управления и уточнение облика аэродинамической компоновки БПЛА схемы «Летающее крыло»…… **79**

81. ***Н.В. Воеводенко, А.А. Губанов, Ю.Г. Швалев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Методические исследования возможности применения численного метода с встроенными эмпирическими критериями для определения ламинарно-турбулентного перехода на поверхности конуса при больших числах Маха……..... **80**

82. ***В.В. Вождаев, А.И. Иванов, А.Ф. Киселёв, В.В. Коваленко, В.Е. Мошаров, Т.М. Притуло, Д.С. Сбоев, Л.Л. Теперин, С.Л. Чернышёв, В.Г. Юдин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Модернизация методики исследования звукового удара в аэродинамических трубах ЦАГИ и развитие расчётно-экспериментальных методов исследования…….. **81**

83. ***А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Разработка интегральных алгоритмов продольного управления вертолёта…… **82**

84. ***Д.А. Гаджиев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, МФТИ, г. Долгопрудный).*** Структура ламинарного нестационарного отрыва пограничного слоя, вызванноговзаимодействием вихревого следа за самолётом с поверхностью земли.. **83**

85. ***Г.Г. Гаджимагомедов, С.А. Глазков, А.Р. Горбушин, Д.С. Сбоев, А.В. Семенов, И.В. Сенюев, В.Г. Судаков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Исследования ламинарно-турбулентного перехода на крупномасштабной модели трансзвукового

профиля крыла…… **84**

86. ***А.М. Гайфуллин, В.В. Жвик (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Влияние скрытого инварианта на асимптотику закрученной струи…….. **84**

87. ***Ю.Х. Ганиев[1], О.А. Гобызов[2], А.В. Сосин[1], С.Е. Филиппов[1], В.Н. Шманенков[1] ([1]ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев, [2]ИТ СО РАН, г. Новосибирск).*** Определение нестационарных газодинамических параметров обтекания модели, совершающей колебания в сверхзвуковом потоке, методом люминесцентных преобразователей давления……... **85**

88. ***Н.Д. Гвоздев, К.Г. Косушкин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Разработка концепции транспортного вертолета грузоподъемностью 8-12 тонн…….. **86**

89. ***С.В. Герасимов, И.А. Губанова, В.Б. Курилов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Проектирование взлетно-посадочной механизации для демонстратора технологий многоцелевого самолета короткого взлета и посадки (МСКВП) с распределенной электрической силовой установкой (РЭСУ)…… **87**

90. ***Д.И. Гилязев, А.К. Иванюшкин, А.В. Кажан, В.Г. Кажан, Е.В. Карпов, Е.В. Новогородцев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Разработка и расчетно-экспериментальные исследования надкрыльевого воздухозаборника легкого сверхзвукового делового самолета……... **87**

91. ***С.А. Глазков, А.Р. Горбушин, С.В. Матяш, С.В. Михайлов, А.В. Семенов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** О некоторых особенностях влияния проницаемых стенок аэродинамической трубы Т-128 на обтекание модели спускаемого аппарата при трансзвуковых скоростях……... **88**

92. ***Т.Д. Глушков, Г.И. Замолодчиков, В.В. Митрофович, Е.В. Смирнова, Н.А. Семилет, А.С. Фурашов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Расчетное исследование достижимых суммарных аэродинамических и акустических характеристик малошумных высоконагруженных фенестронов вентиляторного типа для вертолетов различной весовой размерности…… **89**

93. ***Н.В. Головина, В.А. Жаров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Исследование распространение звука внутри сопла аэродинамической трубы с движущимся газом……. **90**

94. ***М.А. Головкин, В.Г. Горбунов, А.А. Ефремов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), Д.К. Драч, А.А. Матросов, В.А. Подобедов (АО «ОКБ им. А.С. Яковлева», г. Москва).*** Метод улучшения аэродинамических характеристик на больших углах атаки и в штопоре учебно-тренировочного самолета……. **90**

95. ***М.А. Головкин, Р.М. Миргазов, Н.С. Сидоренко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Расчетные исследования аэродинамических характеристик несущего винта с использованием экспериментальных данных вертолётных профилей…… **91**

96. ***И.Г. Головнев[1], В.В. Вышинский[2], К.В. Лапшин[1], Д.С. Любаева[3] ([1]ФГУП «ГосНИАС», г. Москва, [2]ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский; [3]НИУ ВШЭ, г. Москва).*** Пилотажный тренажер с имитацией попадания самолета в вихревой след при дозаправке в воздухе…….. **91**

97. ***А.Ю. Голубев, С.В. Кузнецов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Пульсации давления на поверхности наклонного выступа…… **92**

98. ***В.С. Горбовской, В.Г. Кажан, А.В. Кажан (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), А.К. Миронов (ФГУП «ЦИАМ», г. Москва).*** Расчетно-экспериментальные исследования газодинамических и акустических характеристик плоского сопла ЛСДС с системой шумоглушения……. **93**

99. ***В.С. Горбовской, В.Г. Кажан, С.А. Кузин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Численные исследования особенностей обтекания сегмента крыла с электровентиляторным движителем…… **93**

100. ***А.Р. Горбушин, С.Л. Осипова (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Влияние положения подвижных элементов рабочих частей №1 и №2 трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128 на параметры пограничного слоя……... **94**

101. ***А.Н. Гордеев, И.В. Лукомский, А.В. Чаплыгин (ИПМех РАН, г. Москва).*** Экспериментальное исследование теплообмена при обтекании пластины под углом атаки потоком диссоциированного воздуха…….. **95**

102. ***Н.М. Гревцов* (*ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский*).** Формирование маршрута для

полета маловысотного беспилотного летательного аппарата в городских условиях.. **96**

103. ***И.И. Гришин, Т.Г. Муханов, К.А. Колинько, М.Е. Сидорюк, А.Н. Храбров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Валидация законов управления на больших углах атаки с использованием динамической установки с тремя степенями свободы в аэродинамической трубе…… **97**

104. ***А.А Губанов, М.А. Меняйлов, А.В. Панюшкин, В.А. Талызин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Экспериментальные исследования характеристик модели высокоскоростного гражданского самолёта «ВГС-2»…… **98**

105. ***Г.А. Губанов, К.А. Деев, В.В. Зиняев, В.А. Пупчин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Разработка технологии изготовления перспективного ПВД скоростного вертолета из полученной методом селективного лазерного спекания заготовки с обеспечением точности фасетной поверхности детали…….. **99**

106. ***М.А Демьянов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, ФАЛТ МФТИ, г. Жуковский).*** Задача нахождения формы тела вращения максимального крутящего момента в вязкой жидкости…….. **100**

107. ***С.Л. Денисов, М.Ю. Зайцев (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Сравнительный анализ измерений шума крупномасштабной модели несущего винта вертолёта, выполненных на открытом стенде и в АДТ Т-104…….. **101**

108. ***С.А. Дерябин, С.И. Кусакин, В.А. Федосеева, А.И. Шканаев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), А.И. Кольнер, С.В. Носков (ПАО «Компания «Сухой», г. Москва).*** Экспериментальные исследования влияния поддерживающих устройств на интерференционные аэродинамические характеристики модели подвесного груза в присутствии модели самолёта-носителя на больших углах атаки…….. **102**

109. ***Ю.И. Диденко, А.Н. Козяйчев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Интегральный закон управления в поперечном канале самолёта транспортной категории…… **103**

110. ***В.Г. Дмитриев, В.Ф. Самохин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), Ю.Д. Халецкий (ФГУП «ЦИАМ», г. Москва).*** Прогресс в снижении уровней шума силовых установок реактивных самолетов…….. **104**

111. ***А.В. Долотовский, В.А. Терехин, В.И. Шевяков, А.А. Бабулин, А.В. Чуднов (АО «ГСС», г. Москва).*** Решение новых задачи аэродинамики в целях повышения конкурентоспособности отечественных самолётов транспортной категории…….. **105**

112. ***А.С. Дроздов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Расчетные исследования аэродинамической компоновки самолета сверхкороткого взлета и посадки с гипернесущими поверхностями…… **106**

113. ***А.С. Дроздов, А.В. Кажан, А.А. Сорокина (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Расчетные исследования аэродинамической компоновки многоцелевого "Неслышимого" беспилотного летательного аппарата…….. **107**

114. ***О.В. Дружинин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Численные исследования влияния формы крыла на аэродинамические характеристики вертолета…… **107**

115. ***Г.Н. Дудин, В.Я. Нейланд (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Гиперзвуковое обтекание скользящей пластины на режиме сильного взаимодействия…….. **108**

116. ***Г.Я. Дынникова, А.В. Юдин (НИИ механики МГУ, г. Москва).*** О вихревых потоках и силах, действующих на тела, движущиеся с ускорением…… **109**

117. ***А.Ю. Дюг, А.А. Юстус (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Крупномасштабная модель демонстратора с эжекторными имитаторами двигателей при подводе воздуха через крыло…….. **110**

118. ***Ю.Ю. Евдокимов, И.Н. Качарава, С.А. Титов, И.В. Трифонов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Задачи неразрушающего контроля при изготовлении конструктивно-подобных образцов и крупноразмерных аэродинамических моделей из ПКМ…… **110**

119. ***Д.С. Емельянов, В.В. Стрелков, (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), Е.Б. Горский (АО «ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский).*** Восстановление и кодировка траектории движения самолета на заключительном этапе снижения по глиссаде, выравнивании и пробеге по ВПП…….. **111**

120. ***А.М. Еремин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Плоский эжектор с продольным сдвигом сопел активного газа для большой аэродинамической трубы Т-109…….. **112**

121. ***А.Л. Ермаков, М.А. Киселев, М.С. Кубланов, В.В. Трофимов, В.Г. Ципенко***

(МГТУ ГА, г. Москва). Исследование особеностей взлета и посадки транспортных самолетов в условиях низкого коэффициента сцепления с применением математического моделирования…….. **113**

122. ***П.В. Ерохин, П.В. Рогов, А.В. Родоман, О.А. Урусова (ПАО «Туполев», г. Москва).*** Численное исследование отрывных течений…….. **114**

123. ***П.В. Ерохин, А.М. Тихонова, О.А. Урусова, И.Н. Шишков (ПАО «Туполев», г. Москва).*** Предварительная оценка возможности создания сверхзвукового пассажирского самолета……. **114**

124. ***Е.А. Ершова, А.А. Комов (МГТУ ГА, г. Москва), И.Н. Новиков (РГАТУ им. П.А. Соловьева, г. Рыбинск).*** Исследования камеры сгорания вихревого противоточного типа…….. **115**

125. ***В.В. Ефимов, К.О. Чернигин (МГТУ ГА, г. Москва).*** Оценка функциональных свойств самолетов гражданской авиации с использованием показателя технического уровня……... **116**

126. ***А.А. Ефремов, И.А. Макаров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Вычисление и учёт погрешностей углов установки приемников воздушного давления по результатам летных испытаний самолёта МС-21-300…….. **117**

127. ***Т.В. Жарников (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Применение CAE/CAM для расчета виброакустических характеристик конструкций…… **117**

128. ***В.И. Желонкин, М.В. Желонкин, С.А. Ковтун, О.И. Ткаченко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), И.А. Гришин, А.З. Тарасов (ПАО «Компания «Сухой», г. Москва).*** Методика проведения эксперимента на пилотажном стенде при моделировании посадки на короткую полосу……. **117**

129. ***А.С. Жигалкин, Д.А. Любимов (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва).*** Априорная оценка методов генерации синтетической турбулентности и оценка эффективности RANS/ILES метода на примере моделирования распада однородной изотропной турбулентности……. **118**

130. ***В.С. Захарченко, А.Н. Варюхин, Д.Я. Рахманкулов, П.С. Сунцов (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва).*** Расчетные исследования эффективности применения гибридной силовой установки в составе самолета МВЛ…….. **119**

131. ***В.Н. Зиновьев, В.А. Лебига, Д.С. Миронов, А.Ю. Пак, Б.Г. Хан (ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск).*** Течение Куэтта в полукольцевом канале при наличии периодических выступов на вращающемся цилиндре…… **120**

132. ***В.В. Зиняев, И.Н. Качарава (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Исследование прочностных характеристик элементов конструкций аэродинамических моделей, изготавливаемых на установке лазерного сплавления (SLM-технология) из стального порошка, с учетом влияния геометрических параметров на их прочностные характеристики…… **121**

133. ***У.Г. Ибрагимов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Неавтомодельные трансзвуковые режимы течения вязкого газа в коническом диффузоре…….. **122**

134. ***Л.Г. Ивантеева, Р.В. Забродин, А.П. Новиков, М.П. Новиков, А.В. Потапов, В.Г. Юдин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Семейство перспективных СГС с низким уровнем звукового удара…….. **123**

135. ***Л.Г. Ивантеева, А.Ф. Киселёв, А.П. Новиков, М.П. Новиков, А.В. Потапов, Т.М. Притуло, В.Г. Юдин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Уровень звукового удара перспективного СГС на режиме разгона и набора высоты в турбулентной атмосфере……. **124**

136. ***Л.Г. Ивантеева, М.П. Новиков, В.Г. Юдин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Оценка уровня звукового удара вблизи каустики при разгоне СГС……. **124**

137. ***А.К. Иванюшкин, Е.В. Кажан, Ю.В. Коротков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Исследования по снижению степени взаимовлияния воздухозаборников ТРДД в надфюзеляжной компоновке силовой установки…… **125**

138. ***Д.С. Иванюшкин, С.А. Таковицкий (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Сопоставление носовых частей минимального волнового и полного сопротивления **126**

139. ***С.А. Исаев, М.Е. Гульцова, А.Г. Судаков (СПбГУ ГА, г. Санкт-Петербург), А.Г. Егорова, Д.В. Никущенко (СПбГМТУ, г. Санкт-Петербург), А.Е. Усачов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Аномальная интенсификация отрывного

течения в однорядных наклоненных овально-траншейных лунках на стенке узкого канала и ускорение канального потока……. **127**

140. ***В.Г. Кажан, К.А. Осипов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Особенности аэродинамики маневренных ЛА на около- и закритических углах атаки. Использование щитков Гарнея для создания приращений продольного момента на пикирование…… **128**

141. ***С.В. Калашников, А.Л. Митин, Н.В. Николаев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Предварительная расчетная оценка эффективности щитков-спойлеров с точки зрения противодействия вертикальным порывам ветра…… **129**

142. ***В.А. Каримов, А.Н. Кравцов, Е.В. Кузнецов, А.В. Панюшкин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Комплексные методические исследования пространственного сверхзвукового обтекания тел вращения сверхбольшого удлинения с приложениями к задачам динамики…….. **129**

143. ***Н.Н. Киселёв, Д.С. Рудаков, П.В. Савин, Э.П. Тепляков, Т.Н. Шатаева (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Повышение динамической точности системы автоматического регулирования числом Маха…… **130**

144. ***Н.Н. Киселев, Д.С. Рудаков, Э.П. Тепляков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Проект системы автоматического управления подогревателями потока в гиперзвуковой аэродинамической трубе Т-116……... **130**

145. ***В.А. Климина, К.И. Черный (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Применение RANS методов для расчета обтекания тестовой модели ТМК-1 с механизированным крылом……. **131**

146. ***А.А. Копылов, С.Я. Севостьянов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Модель отсека крыла магистрального самолета короткого взлета посадки с распределенной силовой установкой и системой обдува струями воздушных винтов в АДТ – 102…. **132**

147. ***В.Ф. Копьев, С.А. Чернышев (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Лагранжева механика возмущений вихревых течений…… **132**

148. ***А.Н. Котов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Экспериментальные исследования спектров поглощения и волновых параметров звукоизоляционных материалов……... **133**

149. ***М.А. Котов, Л.Б. Рулева, С.И. Солодовников, С.Т. Суржиков (ИПМех РАН, г. Москва).*** Экспериментальные проверки расчетов аэродинамических полей течений……. **134**

150. ***А.Б. Кощеев, А.Л. Крупник (ПАО «Туполев», г. Москва).*** Аспекты аэродинамики ТУ-144 (по случаю 50-летия со дня первого полета)…….. **135**

151. ***В.С. Криворученко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** История компьютеризации аэродинамического эксперимента в ЦАГИ. Системный подход……... **136**

152. ***А.А. Кривощапов, А.Л. Митин, Н.В. Николаев (ФГУП «ЦАГИ». г. Жуковский).*** Расчетные исследования аэродинамического сопротивления серии распорок с учетом их реальных геометрических форм для уточнения поправки на собственное сопротивление лент подвески измерительной системы АВ-102 в АДТ Т-102 ЦАГИ. **137**

153. ***Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Влияние взаимного расположения лопастей на пульсации силы тяги соосного несущего винта вертолета……... **138**

154. ***В.М. Кувшинов, Г. А. Лазурин, Р.М. Мурзагалин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Разработка алгоритмов систем повышения комфорта экипажа и снижения расходования ресурса конструкции при полете в турбулентной атмосфере самолета схемы "Летающее крыло"…….. **139**

155. ***Ю.В. Кузьмин (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Новости мирового авиастроения 2018-2019 гг……..... **140**

156. ***И.А. Курсаков, А.В. Лысенков, А.А. Савельев, Е.В. Стрельцов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Оценка эффекта естественной ламинаризации мотогондолы в компоновке с ШФДМС……... **141**

157. ***А.П. Куршин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Регенеративные нагреватели газа для промышленных гиперзвуковых АДТ нового поколения……. **142**

158. ***С.С. Кутуев, В.М. Кувшинов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Синтез алгоритмов управления боковым движением БПЛА схемы «Летающее крыло»……. **142**

159. ***А.В. Левицкий, С.Я. Севостьянов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Практическая реализация и стендовая отработка системы дистанционного отклонения аэродинамическими рулевыми поверхностями на основе гидравлического привода. **143**
160. ***А.Е. Леонтьев, А.А. Никуленко, А.О. Шардин, С.В. Кажичкин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Система мониторинга НДС и вибрации аэродинамической модели для АДТ Т-128……. **144**
161. ***И.И. Лешихин, О.В. Сонин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Усовершенствование «АРДИС» для проектирования самолётов транспортной категории…… **145**
162. ***В.Ю. Лунин, А.В. Панюшкин, А.О. Подосинников, А.М. Хлопков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** О сравнении результатов расчета и эксперимента моделей с туннельным ВЗУ……... **146**
163. ***Д.А. Любимов (ФГУП «ЦИАМ», г. Москва).*** Анализ RANS/ILES методом влияния угла атаки набегающего потока на характеристики высокоростного воздухораборника……... **147**
164. ***А.П. Мазуров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Численное исследование характеристик эллиптического сопла смешанного расширения на нерасчетных режимах истечения реактивной струи…….. **148**
165. ***С.Ю. Маламанов (БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Устинова, г. Санкт-Петербург).*** Моделирование струи в среде с переменными свойствами……... **149**
166. ***Е.Е. Мамонова (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Численное исследование влияния выдува струи на стыке крыла с фюзеляжем во взлетно-посадочной конфигурации... **150**
167. ***Ю.В. Мантрова, Т.Ю. Наговицына (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Применение вихретоковых методов контроля в авиастроении…… **150**
168. ***В.Г. Марков, С.В. Свергун, Т.И. Трифонова, Д.В. Шуховцов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Квазистатические испытания как альтернатива статическому эксперименту при исследовании аэродинамических характеристик ЛА в АДТ…….. **151**
169. ***Л.А. Маслов, В.А. Жилкин (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** К решению вопросов аэродинамической совместимости корабельного вертолета и объекта его базирования с помощью математического моделирования……... **151**
170. ***С.В. Матяш (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Классификация точности расчёта при совместном использовании с экспериментом…….. **153**
171. ***М.С. Махнев (ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», г. Москва), О.В. Павленко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Численное исследование обтекания пассажирского самолета в установившемся штопоре……... **153**
172. ***И.С. Меньшов (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, НИИСИ, г. Москва) Ч. Чжан (МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва).*** Численное моделирование поверхностного натяжения в расчетах многофазных сжимаемых сред на Эйлеровых сетках……... **154**
173. ***М.А. Меняйлов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Расчетное исследование влияния внутренних перегородок на характеристики пространственного воздухозаборника.. **155**
174. ***А.Л. Митин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Применение генетического алгоритма для уменьшения кабрирующего момента носовой части сверхзвукового самолета……... **156**
175. ***Ю.С. Михайлов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Анализ возможности обеспечения базирования самолетов МВЛ на коротких ВПП традиционными способами…….. **156**
176. ***Ю.С. Михайлов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Вторичная обработка результатов испытаний в АДТ…… **157**
177. ***И.В. Морозова, В.И. Садчиков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Определение ускорений и сил реакций в узлах крепления двух тел, жестко соединенных статически неопределимой системой связей……... **158**
178. ***П.А. Мошков (АО «ГСС», г. Москва).*** Влияние полетных условий на шум винтовых летательных аппаратов……. **159**
179. ***Т.Т. Нгуен, Д.С. Сбоев (ФАЛТ МФТИ, г. Жуковский).*** Перемежаемость и ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое плоской пластины при повышенной внешней турбулентности…… **160**
180. ***В.М. Овсянников (МГАВТ – филиал ГУМРФ им. С.О. Макарова, г.Москва, НИНГ - филиал ТИУ, г. Ноябрьск).*** Генерация автоколебаний и звуковых

периодических волн конвективными членами уравнения движения…… **161**
181. ***А.И. Олейников (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Интервальная оценка прочности композитного пакета для пластинчатых элементов моделей……. **161**
182. ***А.И. Олейников, Е.И. Калитин, Т.А. Кузьмина (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Прочностные характеристики ПКМ для аэродинамических моделей при одноосном растяжении или сжатии…….. **162**
183. ***К.А. Осипов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Явление двойного «Взрыва» вихря на треугольном крыле при критических углах атаки и нулевом скольжении…….. **163**
184. ***Т.В. Погребная, С.Д. Шипилов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Расчетные исследования нестационарных аэродинамических характеристик воздушных винтов, обтекаемых под углом атаки…… **164**
185. ***Б.Ф. Прысев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Расчетные исследования обтекания высоконесущего толстого профиля на дозвуковых и трансзвуковых скоростях……. **165**
186. ***А.В. Редькин, В.А. Анимица, М.М. Еремин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Исследование возможного облика преобразуемого ЛА, оснащенного гибридной силовой установкой с многовинтовой несущей системой…….. **166**
187. ***А.С. Ртищева (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Исследования по формированию облика сверхзвукового контура трехрежимной аэродинамической трубы…….. **167**
188. ***П.В. Савин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Расчётные исследования влияния стенок АДТ Т-106 на результаты испытаний……... **168**
189. ***М.А. Садовникова, А.В. Смирнов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Анализ перспектив развития санитарной авиации в России……... **168**
190. ***А.И. Сахарова, С.И. Скоморохов, В.В. Янин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), А.А. Матросов, В.А. Подобедов (ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва).*** Влияние малого отклонения предкрылка на обтекание крыла магистрального самолета……... **169**
191. ***А.П. Сашин (ПАО «Туполев», г. Москва).*** Создание легкого учебно-тренировочного самолета с электрической силовой установкой на базе ZODIAC CH-650…….. **170**
192. ***П.Л. Сверканов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Оптимизация полёта самолётов малой и региональной авиации на дальность и продолжительность за счёт использования закрылков…….. **171**
193. ***Р.К. Селезнев, С.Т. Суржиков (ИПМех РАН, г. Москва).*** Структурированная база данных экспериментальных установок ПВРД и ГПВРД предназначенная для тестирования теромгазодиномических комьютерных кодов…… **172**
194. ***А.В. Сериков (филиал «Стрела МАИ», г. Жуковский), Г.Н. Сироткин (АО «ЛИИ им. М.М. Громова» г. Жуковский).*** Разработка информационных технологий на основе банков АДХ, ДУ и информационно-измеоительных систем для лётных испытаний перспективных летательных аппаратов…… **172**
195. ***А.В. Сетуха (МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва, ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** О моделировании отрыва потока в рамках модели невязкой жидкости……..... **173**
196. ***В.П. Соколянский, Л.Г. Гонцова, А.И. Аржанов, А.Н. Беляевский, С.В. Дикий, А.К. Максютов, С.А. Жеребятьев (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва), В.Ю. Демин (АО «УЗГА», г. Екатеринбург).*** Разработка гидродинамической компоновки и обводов поплавкового шасси самолета Л-410УВП-Е20-П и их отработка путём испытаний……... **174**
197. ***С.А. Сорокин, А.Г. Бюшгенс, А.Ю. Мерзляков, Д.В. Почкаенко, А.В. Ситников (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Проблемы создания современного пилотажного стенда с системой подвижности консольного типа…… **175**
198. ***Р.П. Степанов, А.Н. Кусюмов, С.А. Михайлов (КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, г. Казань), Н.Н. Тарасов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Экспериментальное исследование концевых вихрей за крылом конечного размаха…… **176**
199. ***В.В. Стрелков, Н.Г. Хайруллин (ФГУП «ЦАГИ», г.Жуковский).*** Оценка значимости внешних факторов и выявление предпосылок к выкатыванию самолета с ВПП на посадке…… **176**
200. ***П.С. Сунцов, А.Н. Варюхин, А.В. Гелиев, В.С. Захарченко (ФГУП «ЦИАМ»,***

г. Москва). Оптимизация траектории подъема высотного БПЛА по критерию минимальной потребной мощности электрической силовой установки…….. **177**

201. ***В.В. Сысоев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Алгоритм расчета местных воздушных параметров по результатам измерения давления многогранным ПВД…. **177**

202. ***Л.Л. Теперин, Л.Н. Теперина (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), Ф.Э. Орфинежад (ФАЛТ МФТИ, г. Жуковский).*** Использование интерференции крыла и закрутки потока за воздушным винтом для снижения индуктивного сопротивления…… **178**

203. ***В.А. Титарев (ФИЦ ИУ РАН/НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва), И.В. Беляев, Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев, (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва).*** Разработка суперкомпьютерного метода расчёта шума винта самолёта, реализованного в коде "Гербера", и его валидация…… **179**

204. ***А.И. Толстых, М.В. Липавский, Д.А. Широбоков (ВЦ им. А.А. Дородницына ФИЦ ИУ РАН, г. Москва).*** Тонкие детали самовозбуждающейся неустойчивости вихрей и пограничных слоев сжимаемого газа в результатах численного моделирования на основе оптимизированной схемы 16-го порядка……... **180**

205. ***А.Е. Усачов, Т.Д. Глушков, Н.А. Семилет (НИМК ФГУП «ЦАГИ»), С.А. Исаев, (СПбУГА, г. Санкт-Петербург).*** Верификация и тестирование математической модели и численного алгоритма, применяемого для расчёта распространения различных примесей внутри пассажирских салонов и кабин современных самолётов……. **180**

206. ***А.В. Февральских (ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», г. Москва).*** Разработка методики проектирования аэродинамической компоновки малого пассажирского экраноплана на основе численного моделирования…… **181**

207. ***Д.С. Федоров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Влияние формы задней части возвращаемой ступени ракетоносителя на донное сопротивление на режимах выведения и возвращения…….. **182**

208. ***К.Э. Федоровых, Д.А. Петрухин, А.М. Головкин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Поиск путей совершенствования элементов аэродинамической компоновки вертолета…….. **183**

209. ***К.Г. Хайруллин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Подавление трансзвукового Бафтинга на профиле крыла с помощью движущегося участка поверхности……. **184**

210. ***С.Д. Хваличев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, МФТИ, г. Москва), Н.Д. Агеев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, МФТИ, г. Москва, НИУ МГСУ, г. Москва), А.А. Павленко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, МФТИ, г. Москва).*** Оценка погрешностей при определении аэродинамических характеристик модели подкрыльевого груза с помощью внутренних тензовесов, закрепленных на вертикальном пилоне…….. **185**

211. ***И.Л. Чернышев, А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя, И.А. Губанова, Д.А. Ступак, В.М. Фомин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Расчетно-экспериментальные исследования модели перспективного административного самолета с двигателями над крылом в крейсерской и взлетно-посадочной конфигурации……. **186**

212. ***Ю.И. Чистов, А.Я. Чудаков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Исследование влияния угла расположения лопаток на течение газа в поворотном колене аэродинамической трубы……... **186**

213. ***А.В. Шенкин, А.П. Быков, С.А. Колесникова, А.П. Мазуров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Расчётное исследование аэродинамических характеристик плоского двухконтурного выходного устройства двигателя изменяемого цикла сверхзвукового пассажирского самолёта……. **187**

214. ***В.А. Якушев, В.М. Коваленков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).*** Разработка программного обеспечения визуализации и контроля системы воздухоснабжения АДТ Т-128…… **188**

215. ***Д.С. Яцухно (ИПМех РАН, г. Москва).*** Моделирование аэродинамики волнолетов с различными конфигурациями несущей поверхности с применением метода контрольного объема…….. **189**

216. ***ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ*****..... 190**

РАСЧЕТ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩЕГО ПОДХОДА

И.В. Абалакин, В.Б. Бобков, А.П. Дубень, Т.К. Козубская (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва), С.П. Рыбак (ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв)

Одной из важных задач, связанных с разработкой ракет космического назначения (РКН) является оценка нестационарных пульсаций давления на поверхности элементов космической головной части (КГЧ) (возвращаемого аппарата (ВА) и двигательного отсека (ДО)), а также на прилегающей части ракетоносителя (РН). Повышенные нагрузки на твердых поверхностях возникают на этапе выведения при трансзвуковых и сверхзвуковых режимах обтекания в результате взаимодействия внешнего потока с отделяемым головным блоком (ОГБ). Образуется сложное нестационарное турбулентное течение, характеризующееся наличием локальных отрывов потока и ударных волн, взаимодействующих со слоями смешения и с турбулентным пограничным слоем. Численное моделирование такого рода задач является исключительно сложным и может проводиться только с помощью самых современных вихреразрешающих подходов, оптимальным образом сочетающих высокую точность и минимальную ресурсоёмкость.

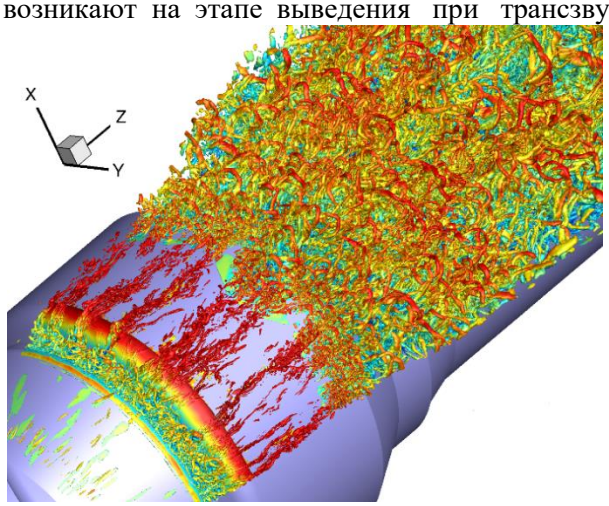


Рис. 1. Визуализация турбулентного течения возле ракеты (изоповерхности Q-критерия, раскрашенные уровнями продольной (z) компоненты скорости)

В докладе представлены результаты крупномасштабных расчетов сложных сжимаемых турбулентных течений, возникающих возле поверхности ДО и прилегающей части РН. Рассматриваются трансзвуковые и сверхзвуковые режимы обтекания (характерные числа Маха от 0.8 до 1.3). Погонные числа Рейнольдса для рассматриваемых задач составляют порядка 10^9. Численное моделирование проводится с помощью вихреразрешающего гибридного RANS-LES подхода IDDES [1]. Также для задания турбулентных пульсаций на входе в исследуемую область используется генератор синтетической турбулентности [2]. Расчеты проводятся с помощью адаптивного численного метода повышенной точности [3], реализованного в программном комплексе NOISEtte [4]. В докладе представлен анализ зависимости аэродинамических характеристик и пульсационных нагрузок на твердые поверхности от режима обтекания и геометрической конфигурации рассматриваемой модели РКН.

Результаты работы были получены с использованием вычислительных ресурсов ОВК НИЦ «Курчатовский институт» и Центра коллективного пользования сверхвысокопроизводительными вычислительными ресурсами МГУ имени М.В. Ломоносова. Работа выполнена частично при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (Проект 18-01-00445).

Литература:

1. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets, A.K. Travin. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modeled LES capabilities // International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(6), pp. 1638-1649.

2. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets, A.K. Travin. Synthetic Turbulence Generators for RANS-LES Interfaces in Zonal Simulations of Aerodynamic and Aeroacoustic Problems // Flow, Turbulence and Combustion, 2014, v.93, p.63-92.

3. A. Duben, T. Kozubskaya. Jet Noise Simulation Using Quasi-1D Schemes on Unstructured Meshes // AIAA-paper 2017-3856, 2017.

4. И.В. Абалакин, П.А. Бахвалов, А.В. Горобец, А.П. Дубень, Т.К. Козубская. Параллельный программный комплекс NOISETTE для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики. Выч. методы и прогр., т. 13, 2012, стр. 110-125.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ВЫДУВА ТАНГЕНЦИАЛЬНОЙ СТРУИ НА ВЕРХНЮЮ ПОВЕРХНОСТЬ ПРОФИЛЯ С РАЗЛИЧНЫМИ ЦЕЛЕВЫМИ ФУНКЦИЯМИ

К.А. Абрамова (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе проведена оптимизация положения и высоты сопла, интенсивности выдува тангенциальной струи на верхнюю поверхность профиля с учетом затрат на струю и сил, создаваемых ею, с помощью метода адаптивной однокритериальной оптимизации.

Рассмотрено несколько целевых функции: максимизация аэродинамического качества с фиксированным значением высоты сопла и с его вариацией, максимизация целевых функций, учитывающих вклад на затраты от струи и силы, создаваемые ею, минимизация сопротивления при постоянной подъемной силе.

Оптимизационный метод объединяет оптимальное заполнение области исследуемых точек, поверхность отклика Кригинга (Response surface model) и алгоритм оптимизации MISQP. Это градиентный алгоритм, основанный на использовании поверхности отклика, который обеспечивает улучшенный, глобальный, оптимизированный результат.

Для прямой задачи решаются двумерные уравнения Рейнольдса с моделью турбулентности Спалара-Альмараса. Число Маха набегающего потока M_∞=0.72, число Рейнольдса, посчитанное по хорде крыла, $Re=2.6\cdot10^6$. Использовалась структурированная сетка объемом 350 000 ячеек, с возможностью автоматического перестроения для заданных геометрических параметров.

В результате проведенных исследований получены оптимальные параметры для всех целевых функций.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект № 16-19-10407).

УЛУЧШАЮЩИЕ ВАРИАЦИИ ФОРМЫ МЕЖГОНДОЛЬНОГО ТОПЛИВНОГО БАКА

Н.Д. Агеев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, МФТИ, г. Москва, НИУ МГСУ, г. Москва),
А.А. Павленко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, МФТИ, г. Москва)

В настоящее время для увеличения дальности полёта маневренных самолетов используются подфюзеляжные топливные баки (ПфТБ), размещенные в межгондольном пространстве. ПфТБ обладают значительным объемом (порядка 2 тысяч литров). Установка ПфТБ приводит к существенному изменению аэродинамических характеристик летательного аппарата. Так, при числе M=1.3 коэффициент сопротивления при нулевом угле атаки увеличивается на величину порядка 20%, а с учетом потерь на балансировку – на величину порядка 25%. В настоящей работе предложены улучшающие вариации формы такого ПфТБ. По методу конечного объема в рамках системы уравнений Рейнольдса с замыканием по модели турбулентности k-ω SST проведено численное моделирование обтекания компоновки маневренного самолета потоком вязкого сжимаемого газа при числе M=1.3 и натурных числах Re. Работа силовой установки имитируется путем задания зависимости массового расхода газа от полного давления в сечении, имитирующем входное сечение двигателя и полного давления и температуры в сечении перед соплом. Показано влияние установки подфюзеляжного топливного бака на распределение коэффициента давления C_p по поверхности самолета (рис.1).

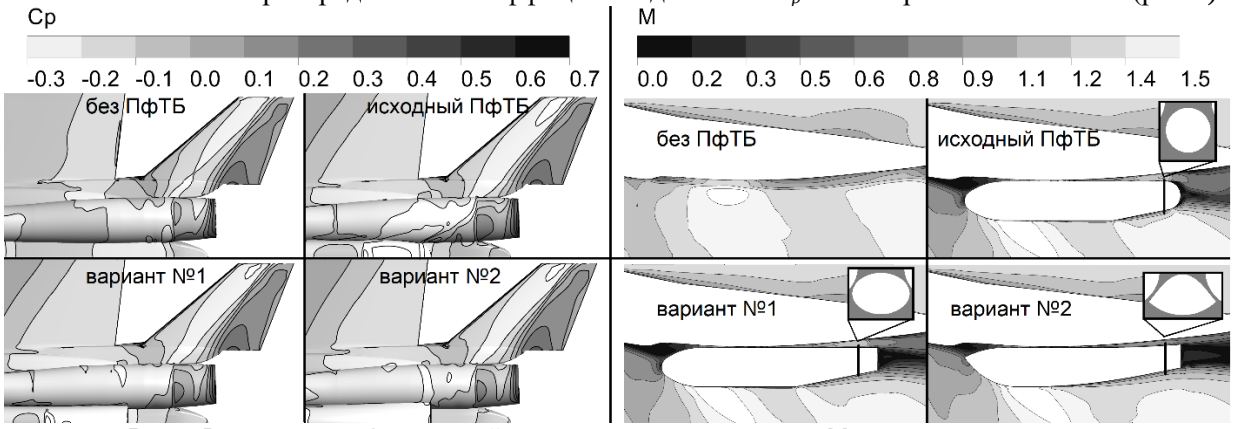


Рис. 1. Распределения C_p по нижней поверхности самолета и числа M по плоскости симметрии

Установлено, что данное влияние распространяется на нижнюю поверхность мотогондол и стабилизатора, что частично обуславливает большое приращение момента тангажа. Предложена вариация №1 формы топливного бака, заключающаяся в изменении кормового поперечного сечения ПфТБ с кругового на эллиптическое с большой полуосью, расположенной горизонтально. Для дальнейшего снижения приращения момента тангажа и коэффициента сопротивления предложена вариация №2 формы ПфТБ, затрагивающая, как носовую, так и кормовую его части. Данная вариация носит существенно асимметричный характер относительно горизонтальной плоскости, проходящей через середину высоты средней части ПфТБ. В расчетных исследованиях установлено, что такие вариации позволяют уменьшить приращение коэффициента сопротивления при нулевой подъемной силе балансировочной поляры $C_{x0\ бал}$ с 28.6% (исходный ПфТБ) до 24.3% (вариация №1) и 20.2% (вариация №2). При этом дополнительные потери на балансировку, вызванные установкой ПфТБ, уменьшаются с 5.3% до 2.8% и 2.6% соответственно (рисунок 2). Вариация №1 не изменяет объем ПфТБ, а вариация №2 - уменьшает его на 5.8%.

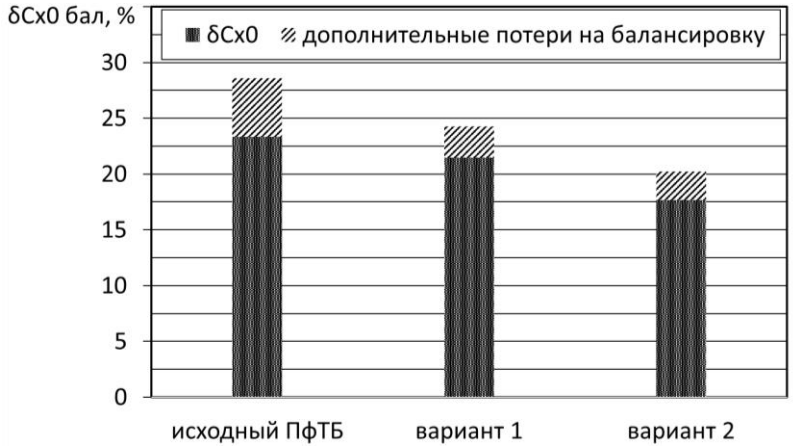


Рис. 2. Приращения аэродинамического сопротивления для различных вариантов ПфТБ

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОРПУСА ВЕРТОЛЕТА ЛЛ ПСВ С ДЕЙСТВУЮЩИМ ИМИТАТОРОМ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ Т-105

П.А. Агуреев, А.О. Бондарев, Ю.Ю. Евдокимов, И.В. Трифонов, А.В. Усов, А.А. Щедрин
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Разработанная конструкция модели корпуса вертолета ЛЛ ПСВ предназначена для испытаний на установке МВП-5 в аэродинамической трубе Т-105 с возможностью имитации работы силовой установки. Модель выполнена в масштабе, соответствующем диаметру несущего винта 2,5 м.

За прототип при проектировании принята ранее разработанная в НТЦ типовая конструкция моделей корпусов вертолетов, позволившая оснастить модель большим количеством сменных аэродинамических поверхностей (варианты крыла и оперения), а также имитатором силовой установки на основе импеллера (рисунок 1). Высокий технический уровень исполнения достигается за счет применения современных композиционных материалов, обладающих высокими механическими характеристиками при приемлемом уровне технологичности производственных процессов.

Конструкция модели включает следующие элементы: действующий имитатор силовой установки, каркас (силовой пол, силовые шпангоуты), силовые обшивки средней части фюзеляжа, хвостовая балка, носовая часть, оперение, спонсоны, консоли крыла, верхняя часть фюзеляжа. Сборка модели производится вокруг силовых шпангоутов, устанавливающихся на фланцы силового корпуса весов установки МВП-5. Обшивки, носовая часть и хвостовая балка устанавливаются на шпангоуты, замыкая силовую схему модели. Сборка модели вокруг корпуса весов, прямо на установке, позволяет оперативно менять элементы и агрегаты летательного аппарата, сокращая время аэродинамического эксперимента.

Имитатор силовой установки позволяет моделировать импульс отбрасываемой двигателем струи и исследовать ее влияние на аэродинамические характеристики корпуса вертолета. В состав имитатора входят геометрически подобные воздухозаборники и сменные варианты сопел,

воздушные тракты, импеллеры, система управления и питания импеллеров, внутриканальная система измерения давления. На внешнюю поверхность фюзеляжа, в районе сопел, устанавливаются различные по геометрии обтекатели.

Силовые обшивки – трехслойные (стеклопластик – конструкционный наполнитель – стеклопластик). Данный тип обшивки позволяет увеличить толщину пакета композиционного материала, а, следовательно, увеличить жесткость обшивки, избежать потери ею устойчивости. Применённый конструкционный наполнитель, обладающий повышенной проницаемостью для связующего, позволяет изготавливать трехслойные панели обшивок методом вакуумной инфузии, что в значительной степени повышает технологичность и экологичность производственного процесса.

Консоли крыла, вертикального и горизонтального оперения выполнены поворотными и съемными для обеспечения возможности проведения испытаний с различными их вариантами. Изготовлены три варианта крыла и два варианта вертикального оперения.

Модульность конструкции обеспечивает возможность замены отдельных частей модели, например, хвостовой балки или носовой части, для новых испытаний в случае изменения внешних обводов фюзеляжа.



Рис. 1. Аэродинамическая модель корпуса вертолета и элементы имитатора силовой установки

СВОБОДНОЛЕТАЮЩАЯ МОДЕЛЬ-ДЕМОНСТРАТОР МАЛОСКОРОСТНОГО ВЫСОТНОГО БЛА БОЛЬШОЙ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

П.А. Агуреев, Ю.Ю. Евдокимов, И.В. Трифонов, А.В. Усов, С.В. Ходунов, С.Ю. Козырев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), В.Э. Балдин, А.Б. Корочкин, С.В. Поплавский (ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва).

Решение задачи сверхдлительного полёта возможно за счет использования восполняемых источников энергии, в частности – солнечного излучения. Созданная в ходе совместной работы НТЦ НПК ЦАГИ и ПАО «Корпорация «Иркут» свободнолетающая тематическая модель (ТМ) малоскоростного высотного БЛА большой продолжительности полета представляет собой летательный аппарат, использующий солнечную энергию для полета. Беспилотный авиационный комплекс, в состав которого входит тематическая модель, разработан с целью создания научно-технического задела, отработки критических технологий в интересах создания стратосферных беспилотных летательных аппаратов сверхдлительного функционирования.

Конструкция аппарата, предназначенного для совершения сверхдлительного полета, должна обладать повышенной весовой эффективностью. Выполнение данного требования достигается за счет применения современных композиционных материалов, а также оптимизации конструктивно-силовой схемы.

В состав системы электроснабжения тематической модели входят фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) и силовая аккумуляторная батарея (САБ). Функционирование летательного аппарата на солнечной энергии осуществляется по следующей схеме: днём энергия солнца с помощью ФЭП преобразуется в электрическую, которая обеспечивает работу маршевого электродвигателя, бортовых систем, полезной нагрузки, а также зарядку САБ. В ночное время полёт осуществляется за счёт энергии, запасённой в САБ. Возможность реализации продолжительного полета и замкнутого суточного полетного цикла в значительной степени зависит от эффективности ФЭП и САБ, а также высокого КПД составных элементов

энергосистемы.

Главной конструктивной особенностью, связанной с системой электроснабжения аппарата, является необходимость размещения фотоэлектрических преобразователей на максимально возможной площади. В силу их хрупкости для размещения пригодны только поверхности с небольшой кривизной. Таким образом, фотоэлектрические преобразователи занимают всю площадь крыла и не могут быть размещены на фюзеляже круглого сечения. Панели с фотоэлектрическими преобразователями, изготовленные по особой технологии, включены в силовую схему крыла и играют роль верхней обшивки, внося при этом определенный вклад в интегральную жесткость крыла.

Требования по размещению на борту и удобству обслуживания элементов системы электроснабжения и силовой установки отражается и на конструкции фюзеляжа, в котором предусмотрен свободный внутренний объем постоянного квадратного сечения.

Тематическая модель выполнена по схеме «сочлененное крыло». Схема дает возможность непосредственного управления подъемной и боковой силами, а также представляется выгодной с точки зрения эффективного использования площади, пригодной для размещения солнечных батарей на летательном аппарате с ограниченным размахом крыла. Жесткость сочлененного крыла в общем случае увеличивается по сравнению с консольным крылом той же площади за счет меньшего размаха крыла. В то же время конструкция усложняется за счет дополнительных стыковых узлов.

По мере изготовления деталей и агрегатов аппарата производился контроль их массово-инерционных и жесткостных характеристик и сопоставление результатов измерений с проектными данными. Проводились испытания по определению запаса прочности ответственных силовых элементов конструкции и жесткости конструкции планера. Снаряженный аппарат во взлетной комплектации проходил процедуру взвешивания и определения положения центра масс. По результатам испытаний уточнялись упругая и весовая математические модели конструкции, данные которых используются для расчетов динамических характеристик аппарата, разработки законов управления и построения системы автоматического управления.

О СУЩЕСТВОВАНИИ АВТОМОДЕЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ ЗАДАЧИ ВОЗМУЩЕНИЯ СВОБОДНОЙ ГРАНИЦЫ ВЕСОМОЙ ВЯЗКОЙ ЖИДКОСТИ С ПОВЕРХНОСТНЫМ НАТЯЖЕНИЕМ В ПЛОСКОМ КАНАЛЕ

А.Б. Айрапетов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

В рамках классической постановки задачи малых деформаций $\eta(x, t)$ поверхности весомой идеальной жидкости, описываемых волновым уравнением с решениями вида прогрессивных волн, продемонстрированы последствия учета в уравнении для $\eta(x, t)$ таких факторов как поверхностное натяжение и вязкость. Показано существование неизвестных точных решений, автомодельных по переменной $D^{-1}x^2/t$ (плоский случай) и $D^{-1}(x^2+y^2)/t$ (центрально-симметричный) «колоколообразной» формы с неподвижной по x точкой максимума (типа теплового импульса, вязкого вихря, диффузии пятна примеси, др.), в которой параметр деформирования структуры D зависит от трех чисел – Фруда, Вебера и Рейнольдса. Роль каждого из них продемонстрирована на решениях в случаях предельных значений их величин. В качестве иллюстрации существования объектов такого типа в природе приводятся картины скоростной видеосъемки структуры всплеска на невозмущенной поверхности воды, вызванного падением на нее водяной капли.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОТСЕКА КРЫЛА С ЛАМИНАРИЗИРОВАННЫМ ПРОФИЛЕМ И РАЗВИТОЙ КОМБИНИРОВАННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ

А.Б. Айрапетов, А.В. Катунин, А.М. Тимербулатов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

В аэродинамической трубе Т-5 ЦАГИ проведены экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели отсека крыла самолёта с ламинаризированным профилем. Отсек содержит развитую механизацию – закрылок Фаулера, щиток и интерцептор. Их использование в различных вариантах предоставляет расширенные возможности для существенного сокращения дистанции пробега самолёта при посадке, оперативной

корректировки вертикальной скорости при посадке, изменению глиссады или осуществлению вариативных действий при нештатных ситуациях.

Для различных сочетаний выпущенной механизации получены аэродинамические коэффициенты подъёмной силы, сопротивления и продольного момента в зависимости от угла атаки. Выявлены особенности аэродинамической интерференции элементов механизации.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ КРУПНОМАСШТАБНОЙ МОДЕЛИ ОТСЕКА КРЫЛА МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ С КОНЦЕВЫМИ ШАЙБАМИ

А.Б. Айрапетов, А.В. Катунин, А.М. Тимербулатов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

Традиционные методики и технологии моделирования в АДТ отражены в ТУ на АДТ, испытательный стенд и модель. В случае невозможности получения АХ модели требуемой степени адекватности по числам Рейнольдса возникает потребность в их получении на крупномасштабных фрагментах полной модели. Такие фрагменты модели по большей части проектируются исходя из качественных, общих соображений, что создает проблему переноса характеристик фрагмента на полную модель или натуру. Однако с появлением универсальных пакетов вычислительной аэродинамики высокого уровня появилась возможность "проигрывания" ситуации в иерархии "электронных" экспериментальных сред – АДТ – стенд – модель, что позволяет оптимально адаптировать компоненты эксперимента друг к другу с учетом требований соответствующих ТУ.

В настоящей работе рассмотрен распространенный методический прием экспериментального исследования АХ крыла большого удлинения с помощью крупномасштабной модели отсека крыла малого удлинения с концевыми шайбами. Это позволяет существенно расширить рабочие числа *Re*, что важно при тонких исследованиях профилей или сложной механизации, элементы которой у полной модели имеют критично недостаточные размеры. Одним из важных вопросов технологии применения отсеков является влияние концевых шайб, обеспечивающих "двумерность" обтекания отсека, что гипотетически должно приближать его АХ к АХ исследуемого крыла. Основанием этого служат соображения качественного характера из практики их применения. В настоящей работе предпринята попытка исследования влияния геометрии шайб и величины удлинения отсека на АХ отсека в сравнении с АХ крыла большого (бесконечного) удлинения. В качестве расчётного метода выбран сеточный подход решения краевой задачи для нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с SST моделью замыкания, описывающих течение вязкой сжимаемой жидкости. Для получения решений рассматривается трехмерная стационарная задача.

Рассмотрены крылья большого удлинения $\lambda = \infty$ и 2, 5, 10 с шайбами прямоугольной формы (с радиусными углами) с размерами (вдоль/поперек хорды) – 1,5x1, 1,5x2, 1,5x0,5 в долях хорды. Полученные данные демонстрируют существование обоснованности варианта геометрии шайб и позволяет установить соответствие между характеристиками моделей отсеков с шайбами различного удлинения по профилю крыла, что делает процесс проектирования модели конструктивным.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СИЛЬФОННОГО УЗЛА НА ПОКАЗАНИЯ ВЕСОВ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ КРУПНОМАСШТАБНОЙ МОДЕЛИ ЛА С ИМИТАТОРАМИ ТРДД В Т-104

В.О. Акинфиев, М.А. Гусаров, Г.Н. Лаврухин, Д.В. Ливерко, В.О. Решетин, В.Ф. Третьяков, И.Л. Чернышев, В.В. Янин. (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В 2017 году в АДТ Т-104 проведены испытания крупномасштабной модели ЛА с имитаторами прямой тяги. Цель испытаний - определение суммарных аэродинамических характеристик модели ЛА при наличии экрана, моделирующего взлётно-посадочную полосу (ВПП), в условиях имитации работы двигателей. Испытания проведены при скорости потока V = 35…65 м/с. В модели были установлены шестикомпонентные тензовесы для измерения аэродинамических характеристик (C_y, C_x, C_z, m_x, m_y, m_z). Моделирование работы МСУ осуществлялось выдувом из сопл гондол сжатого воздуха, который подводился к соплам через подфюзеляжную стойку и консоли крыльев.

В составе модели ЛА использованы два (левый и правый) эжекторных имитатора прямой тяги двигателя с двухконтурными соплами. Назначение имитаторов - моделирование реактивной струи ТРДД при проведении «весовых» испытаний модели ЛА. Взвешиваемая часть планера совместно с двумя имитаторами ТРДД в районе крыла отделена от подводящей трассы с помощью специального сильфонного узла.

В обеспечение последующих испытаний для учета возможного влияния подводящих трасс и сильфонного узла на «весовые» измерения характеристик планера с работающими имитаторами проведены методические испытания с заменой двухконтурных сопел ТРДД двумя эквивалентными контрольными одноконтурными соплами. Для измерения импульса вытекающей струи на срезе сопл измерялось полное и статическое давления.

Все внутренние элементы двухконтурных имитаторов были удалены. Вместо воздухозаборников устанавливались заглушки для того, чтобы подводимый в имитатор воздух попадал в единую (общую) камеру каждого из контрольных сопел. Форма внутреннего контура контрольного сопла выбиралась в соответствии со стандартной методикой исследования сопел в ЦАГИ.

Целью испытаний являлось определение возможного влияния сильфонного узла на показания весов при испытаниях модели планера с работающими имитаторами на неучтенные силы, действующие на модель при разделении взвешиваемой и не взвешиваемой части. Контролирующим параметром в испытаниях являлась тяга сопла, которая определялась по измерениям полного и статического давления в выходном сечении контрольного сопла.

Результаты испытаний показали, что система подвода воздуха в имитатор ТРДД оказывает влияние на измерение осевой силы, действующей на модель ЛА с работающими имитаторами. Полученные материалы необходимо учитывать при обработке результатов «весовых» испытаний моделей ЛА.

Литература:
1. В.О. Акинфиев, Д.В. Ливерко, Е.С. Перченков, А.И. Сахарова, С.И. Скоморохов, В.Ф. Третьяков, В.В. Янин (ФГУП «ЦАГИ» г. Жуковский) А.А. Матросов, В.А. Подобедов (ПАО «Корпорация «Иркут» г. Москва) «Экспериментальные исследования влияния работы МСУ на аэродинамические характеристики ЛА при движении ВПП на режимах прямой и обратной тяги». Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике. 1-2 марта 2018 года, Парк-отель Орловский, ЦАГИ, 2018г.

ВСЕРАКУРСНЫЙ ОБДУВ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ТРДД БОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ

В.О. Акинфиев, М.А. Гусаров, Д.В. Ливерко, В.О. Решетин, В.Ф. Третьяков
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Одно из условий эксплуатации современного дозвукового самолёта гражданского назначения с двигателем большой степени двухконтурности - обеспечение взлета и посадки с боковой составляющей скорости ветра до 15 м/с. В этих условиях воздухозаборник должен обеспечивать устойчивую работу двигателя. Обеспечение устойчивой работы двигателя возможно при использовании техники взлета «rolling start». Для использования этой техники взлета необходимо оптимизировать характеристики воздухозаборника в условиях всеракурсного обдува.

Для исследования выбран воздухозаборник двигателя со степенью двухконтурности $m \approx 8…9$ без механизации, с относительной длиной $\ell = 0.51D_{дв}$ и величиной входной коллекторности k = 13.2%.

В измерительном сечении на входе в двигатель установлена 8-ми лучевая гребенка приемников полных давлений на 88 точек. В этом же сечении в 16 точках производился замер динамического давления. На внутренней поверхности воздухозаборника в четырех продольных сечениях от входной кромки до входа в двигатель осуществлялся замер статического давления.

Испытания проведены в АДТ Т-104 при V = 0…80 м/с в широком диапазоне изменения расходов воздуха ($q(\lambda)_{дв}$ = 0.2…0.85), углов атаки (α = 0…25°) и скольжения (0…105°) в присутствии и отсутствии экрана имитатора ВПП.

В результате испытаний получены параметры потока на входе в двигатель: коэффициент восстановления полного давления ν, параметры окружной $\Delta\overline{\sigma}_o$ и радиальной $\Delta\overline{\sigma}_p$

неравномерности потока, среднеквадратичная относительная амплитуда пульсаций полного давления ε, суммарный параметр неоднородности потока $W = \overline{\Delta\sigma_o} + \varepsilon$.

Материалы экспериментальных исследований актуальны при оптимизации режима взлета современного дозвукового самолёта гражданского назначения по методике «rolling start» с двигателем большой степени двухконтурности в условиях бокового ветра.

ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ПОДКРЫЛЬЕВОЙ СУ САМОЛЕТА БСМС НА КРЕЙСЕРСКИХ РЕЖИМАХ

В.О. Акинфиев, Д.В. Ливерко, В.О. Решетин, В.Ф. Третьяков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В АДТ Т-128 проведены экспериментальные исследования характеристик воздухозаборника в составе аэродинамической модели самолёта БСМС в крейсерской конфигурации крыла.

Для исследования выбран воздухозаборник двигателя со степенью двухконтурности $m \approx 8…9$ без механизации, с относительной длиной $\ell = 0.51D_{дв}$ и величиной входной коллекторности k = 13.2%.

В измерительном сечении воздухозаборника на входе в двигатель располагалась 6-ти лучевая гребенка приемников полных давлений на 42 точки. В этом же сечении в 12 точках производился замер динамического давления.

Испытания проведены в диапазоне чисел M = 0.6; 0.78; 0.8; углов атаки $\alpha = 0…10^o$, углов скольжения $\beta = -5^o$; 0; $+5^o$ и приведенных расходов воздуха в сечении входа в двигатель $q(\lambda)_{дв} = 0.67…0.8$. Расход воздуха изменялся сменными соплами.

В результате испытаний получены параметры потока на входе в двигатель: коэффициент восстановления полного давления ν, параметры окружной $\overline{\Delta\sigma_o}$ и радиальной $\overline{\Delta\sigma_p}$ неравномерности потока, среднеквадратичная относительная амплитуда пульсаций полного давления ε, суммарный параметр неоднородности потока $W = \overline{\Delta\sigma_o} + \varepsilon$.

Показано, что значения $\overline{\Delta\sigma_o}$, ε и W ниже предельных нормированных значений, которые составляют 3,3%, 3% и 6,3% соответственно.

ВАЛИДАЦИОННОЕ ТЕСТИРОВАНИЕ ПРОГРАММНОГО МОДУЛЯ ICEVISION ПАКЕТА ПРОГРАММ FLOWVISION

А.А. Аксенов, П.М. Бывальцев, (ООО «Тесис», г. Москва), С.В. Жлуктов, К.Э. Сорокин (ООО «ВИП», г. Москва), А.А. Бабулин, В.И. Шевяков (АО «ГСС», г. Москва)

Сертификация самолётов транспортной категории для полётов в условиях обледенения практически невозможна без использования расчётов по определению форм ледяных отложений на внешней поверхности самолёта. В настоящее время отсутствует отечественный программный продукт для таких расчётов, достоверность которого признана сертификационными органами. Представленная работа посвящена валидационному тестированию модуля IceVision, разработанного в составе программного комплекса (ПК) FlowVision [1]. Модуль предназначен для моделирования льдообразования на поверхностях самолета.

Предлагаемая методика моделирования обледенения имеет ряд отличительных особенностей от существующих подходов, развитых в таких ПК, как ANSYS FENSAP_ICE, LEWICE и др.: 1) В модуле IceVision изменение формы льда рассчитывается с использованием технологии VOF. Реализованная технология предполагает одновременный расчёт внешнего обтекания самолёта, изменения формы льда и его прогрев. Шаг по времени, за который изменяется форма льда, может на два и более порядков превосходить шаг по времени, с которым интегрируются уравнения внешнего обтекания, тем не менее, относительно отрезка времени обледенения остается малой величиной, поэтому разработанный метод можно условно охарактеризовать как метод расчета непрерывного нарастания льда. 2) Расчетная сетка перестраивается локально. Подавляющее большинство ячеек сохраняет свою форму. Исключением являются ячейки расчётной сетки, через которые проходит контактная поверхность (поверхность льда). Поверхность делит исходную расчётную ячейку на две. Формы этих ячеек определяются положением и ориентацией поверхности. Смещение контактной поверхности инициирует автоматическую локальную перестройку сетки. Ячейки расчётной сетки, не содержащие поверхность льда, сохраняют свою первоначальную форму.

Математическая модель льдообразования тесно связана с моделью внешнего обтекания установившимся двухфазным (воздушно-капельным) потоком с учетом взаимодействия несущей (воздух) и дисперсной (переохлажденные капли воды) фаз. Воздух (в общем случае, влажный) считается вязкой теплопроводящей сжимаемой средой. Дисперсная фаза описывается континуальными уравнениями. То есть для моделирования рассматриваемого двухфазного течения используется эйлеров подход. Обмен импульсом и энергией между влажным воздухом и каплями воды учитывается с помощью эмпирических соотношений.

В IceVision методика обледенения предусматривает моделирование на поверхности обтекаемых тел следующих режимов обледенения: сухой, влажный и жидкий [2]. При сухом режиме капли воды, ударяясь о поверхность, полностью затвердевают. При жидком режиме температура обтекаемой поверхности выше 0^o С. Соответственно, лед не образуется, а вода присутствует на поверхности в виде пленки. При влажном режиме, представляющем наибольший практический интерес, на поверхности самолёта образуется ледяная корка, по которой течёт плёнка воды. Вода движется под действием аэродинамических сил. Часть воды кристаллизуется. На поверхности льда выполняется балансовое соотношение, в котором учитываются теплообмен между льдом и воздухом, теплота кристаллизации и теплота испарения/сублимации.

В данной работе выполняется валидация разработанной методики в целом и программного модуля IceVision, в частности. Рассмотрены сухой и влажный режимы обледенения обтекаемых поверхностей. Получено удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных по форме образующегося ледяного нароста.

Литература:
[1] Аксенов А.А. FlowVision: индустриальная вычислительная гидродинамика // Компьютерные исследования и моделирование, 2017, Т9, N1, с. 5-20.
[2] Алексеенко С.В., Приходько А.А. Численное моделирование обледенения цилиндра и профиля. Обзор моделей и результаты расчетов // Ученые записки ЦАГИ, 2013, т.XLIV, №6,с.25-57.

ВОЗДЕЙСТВИЕ СТРУЙНОГО АКТУАТОРА НА ОБТЕКАНИЕ ПРЯМОУГОЛЬНОГО КРЫЛА ПРИ РЕЖИМАХ, БЛИЗКИХ К ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫМ

В.К. Алаторцев, О.М. Карякин, А.Г. Наливайко, М.В. Устинов, Я.Ш. Флаксман, А.Е. Яшин
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Представлены результаты экспериментальных исследований воздействия струйного актуатора на зоны отрыва и аэродинамические характеристики прямоугольного крыла с профилем NACA 0012 при скоростях набегающего потока до 50 м/с, близких к взлетно-посадочным режимам полета самолета. Работа является продолжением и развитием работ [1–3]. Исследования проводились в аэродинамической трубе Т-129 ЦАГИ на модели прямоугольного крыла, размахом 600 мм и хордой 300 мм, с двумя концевыми шайбами [1, 2]. Использовался усовершенствованный струйный актуатор [3], который состоял из расположенных в два ряда генераторов синтетических струй с тремя отверстиями для истечения струй на верхней профилированной поверхности крыла. Для обеспечения эффективности актуатора с ростом скорости набегающего потока была разработана усилительная аппаратура с амплитудой питающего напряжения до 100 В, что позволило увеличить скорость истечения струй.

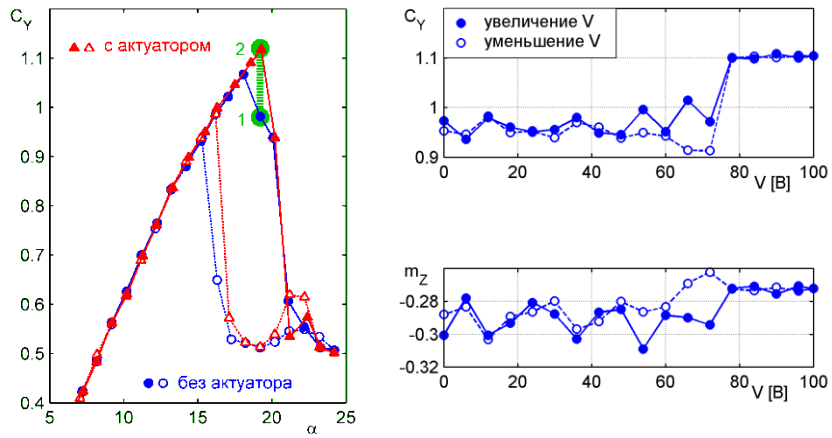


Рис. 1. Управляющее воздействие струйного актуатора при скорости потока U=45 м/с. Переход из точки 1 в точку 2 зависимостей $C_Y(\alpha)$ при увеличении питающего актуатор напряжения V от 0 до 100 В для угла атаки α=19° и соответствующие зависимости $C_Y(V)$ и $m_Z(V)$

Исследования струйного актуатора проводились в двух диапазонах скоростей набегающего потока: малых скоростей U=15–25 м/с (числа Рейнольдса $Re=(0.3–0.5)\cdot10^6$) и близких к взлетно-посадочным режима полета самолета U=25–50 м/с ($Re=(0.5–1.0)\cdot10^6$). Рабочая частота струйных генераторов составляла около 2.8 кГц. Турбулизатор отсутствовал.Воздействие актуатора синтетических струй на аэродинамические характеристики крыла, продемонстрировано на рис. 1. Видно, что применение актуатора при скорости набегающего потока U=45 м/с, позволяет увеличить критический угол атаки, величину C_{Ymax} и несколько уменьшить гистерезис обтекания. На угле атаки α=19°, когда срыв обтекания еще не произошел, увеличение амплитуды напряжения питания генераторов синтетических струй V от 0 до 100 В приводит к тому, что при V=75 В скачкообразно происходит переход из точки 1 в точку 2 на характеристике $C_Y(\alpha)$, что соответствует увеличению подъемной силы крыла на 15%. При этом, имеющийся разброс значений C_Y и m_Z, достигающий ±5%, что свидетельствует о наличии сильной вибрации крыла, устраняется. Это связано с ликвидацией отрывной зоны, возникшей на задней кромке крыла, что открывает возможность использования струйного актуатора на взлетно-посадочной механизации крыла для увеличения ее эффективности.

Литература:
1. А.Г. Наливайко, А.Ю. Урусов, А.А. Успенский, М.В. Устинов, Я.Ш. Флаксман. Экспериментальные исследования управления подъемной силой крыла с помощью распределенных по его поверхности актуаторов // Ученые записки ЦАГИ. – 2017. – Т. XLVIII, № 1. – С. 37–52.
2. O.M. Karyakin, A.G. Nalivaiko, M.V. Ustinov, and Ja.Sh. Flaxman. Separation Control on the Wing by Jet Actuators // AIP Conference Proceedings 1959, 050014 (2018); doi: 10.1063/1/5034642.
3. В.К. Алаторцев, О.М. Карякин, А.Г. Наливайко, М.В. Устинов, Я.Ш. Флаксман, А.Е. Яшин. Воздействие струйного актуатора на отрыв и аэродинамические характеристики прямоугольного крыла // Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике. – ЦАГИ.– 2018.– С. 23–24.

РАЗРАБОТКА АППАРАТНО-ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА МОНИТОРИНГА ОБОРУДОВАНИЯ С ЧПУ В СОСТАВЕ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ, КОНСТРУИРОВАНИЯ И ИЗГОТОВЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ САМОЛЕТОВ

А.А. Александров, А.В. Воронков, О.Б. Мамонтов, И.Ю. Овсянников, А.М. Подлеснов, С.В. Терешин, Е.А. Шарая, А.В. Шарый (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Для опытного производства характерны частые изменения, вносимые в разрабатываемые конструкции аэродинамических моделей и их агрегатов, высокие требования по качеству и сжатые сроки выполнения заказа. Станочный парк опытного производства ЦАГИ оснащен, наряду с универсальным, современным многоцелевым оборудованием с ЧПУ.

Разработанный аппаратно-программный комплекс мониторинга станков с ЧПУ обеспечивает: снижение простоев из-за организационных, технических, технологических проблем; оптимизацию производства и повышение дисциплины работников; организацию «прозрачности» процессов обработки деталей на станках с ЧПУ и осуществление их полного контроля; получение необходимых данных для планирования производства и расчета действительных материальных и трудовых ресурсов; помощь в принятии решений о модернизации и приобретении нового оборудования (рис. 1).

Программные средства комплекса мониторинга являются расширением функциональности Комплексной системы управления технологической подготовкой производства на всех уровнях мониторинга оборудования и персонала и включают в себя: модуль автоматического мониторинга оборудования с ЧПУ; модуль ручного мониторинга оборудования с ЧПУ; многофункциональный интерфейс оператора; интерфейс администратора, осуществляющий управление составом станков.

Аппаратные средства комплекса мониторинга включают в себя: специализированный производственный терминал; комплекс серверного оборудования; производственную сетевая инфраструктура.

Результаты апробации подтвердили, что аппаратно-программный комплекс мониторинга является необходимым компонентом интегрированной системы проектирования, конструирования и изготовления аэродинамических моделей самолетов и требует дальнейшего опытного внедрения и масштабирования.

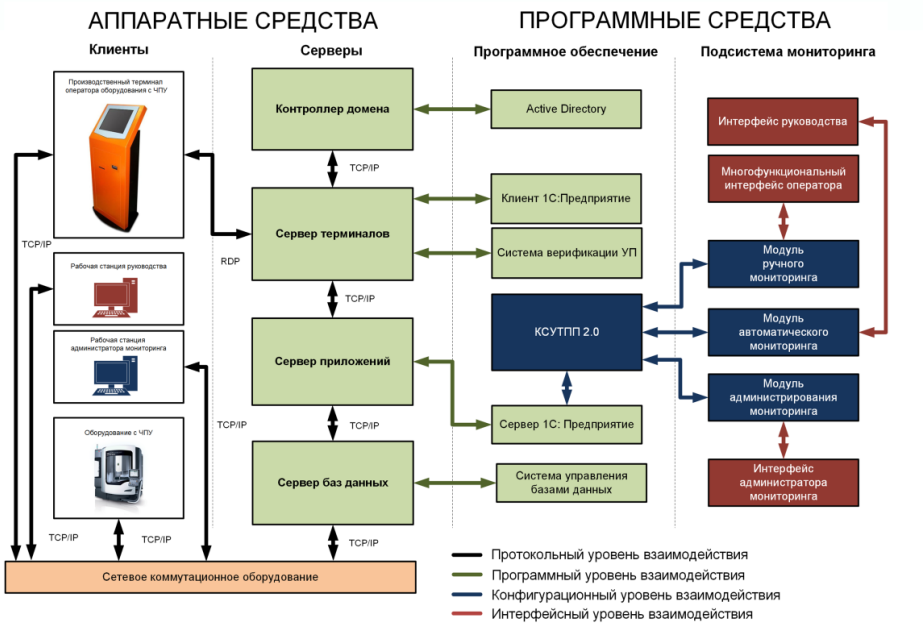


Рис. 1. Схема взаимодействия программно-аппаратных средств комплекса мониторинга

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ И ТОЛЩИНЫ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ ПЛАСТИНЫ НА ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

А.В. Александров, Е.А. Александрова, В.Я. Боровой, В.Н. Радченко, А.В. Федоров
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Проведено экспериментальное исследование ламинарно-турбулентного перехода на притупленной пластине при числе Маха M=5 и единичных числах Рейнольдса $Re_1 = 1.5x10^7 – 9x10^7$ м$^{-1}$ в ударной трубе УТ-1М ЦАГИ. Изучались следующие формы передних кромок: прямоугольная (плоский торец), цилиндрическая, эллиптическая и «сглаженная» цилиндрическая форма, при этом толщина передней кромки *b* варьировалась от 0.4 мм до 20 мм, что соответствует числам Рейнольдса $Re_b = Re_{1,b} \approx 0.5\times10^4 – 1.8\times10^6$.

Известно, что плоский торец создает значительно бо́льший градиент давления в окрестности притупления, а эллиптический профиль – гораздо меньший градиент давления по сравнению со случаем цилиндрической кромки. Профиль «сглаженный» цилиндр слабо отличается от цилиндрического – он имеет цилиндрическую форму выше по потоку от звуковой линии и гладко (без разрыва второй производной) сопрягается с плоскостью пластины.

В работе подтверждено, что при гиперзвуковых скоростях потока притупление передней кромки пластины смещает зону ламинарно-турбулентного перехода вниз по потоку. Однако, начиная с некоторого критического значения *b*, происходит обратное перемещение зоны перехода, то есть наблюдается реверс перехода [1, 2].

На рисунке 1 приведены зависимости чисел Рейнольдса начала Re_t и конца Re_T перехода от числа Рейнольдса притупления Re_b. Установлено, что в области малых Re_b форма кромки не влияет на начало и конец перехода в пределах разброса данных. В области больших Re_b (за точкой реверса) эллиптическая кромка даёт существенное увеличение чисел Рейнольдса перехода по сравнению с кромками другой формы. В случае «сглаженного» цилиндра (зеленые точки) переход происходит немного позже, чем в случае цилиндрической кромки (черные точки). Это различие в большей степени заметно на графике для конца перехода $Re_T(Re_b)$. Однако, оно соизмеримо с разбросом экспериментальных точек.

Отметим, что плоский торец при $Re_b<6.2\times10^4$ (до появления отрыва) влияет на переход примерно так же, как цилиндрическая кромка. Для бо́льших значений Re_b за точкой излома обтекаемой поверхности формируется отрыв пограничного слоя, что приводит к резкому смещению перехода верх по потоку. В этих случаях зона перехода оказывается за пределами области измерений.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Фонда Фундаментальных исследований (проект №17-01-00339).

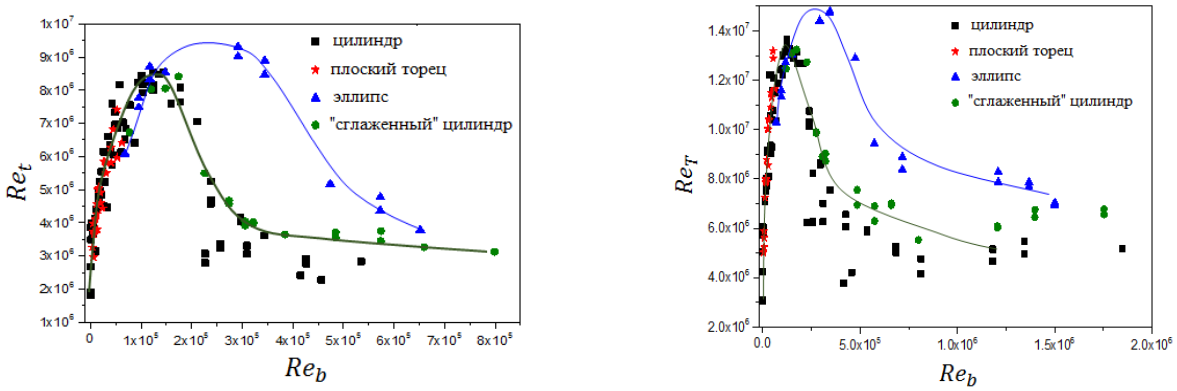


Рис. 1. Зависимость числа Рейнольдса начала (Re_t) и конца (Re_T) ламинарно-турбулентного перехода от числа Рейнольдса притупления Re_b

Литература:
1. Stetson K.F. Nosetip bluntness effects on cone frustum boundary layer transition in hypersonic flow. AIAA-83-1763, 1983.
2. Новиков А.В., Песецкая Е.А., Скуратов А.С. Экспериментальное исследование ламинарно-турбулентного перехода на плоской затупленной пластине. XV Международный симпозиум "Методы дискретных особенностей в задачах математической физики" (МДОЗМФ-2011), 13-18 июня 2011, Харьков – Херсон, Украина.

РАСЧЁТ ТЕПЛООБМЕНА НА ПОВЕРХНОСТИ УГЛА СЖАТИЯ С ПЕРИОДИЧЕСКИ ВОЗМУЩЁННОЙ ПРЕДОТРЫВНОЙ ЗОНОЙ

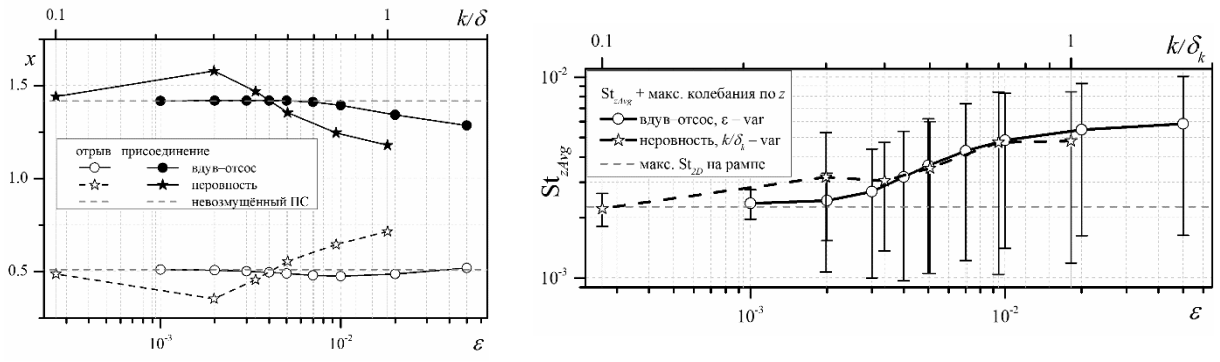
А.В. Александров, Е.А. Александрова, П.В. Чувахов
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский; МФТИ, г. Долгопрудный)

В [1] с помощью численного решения полных уравнений Навье–Стокса показано, что при гиперзвуковом обтекании угла сжатия присутствие вихрей Гёртлера в области присоединения вызывает повышение среднего уровня теплообмена. Работа [2] продолжает [1], исследуя эффект интенсивности вихрей Гёртлера. Вихри порождаются в [2] путём введения малых стационарных возмущений перед отрывной зоной. Сравниваются два способа создания таких возмущений:

1) с помощью граничного условия (ГУ) типа «вдув–отсос» на нормальный к поверхности расход газа — $(\rho v)'/(\rho v) = \varepsilon \times \sin\left(\pi \frac{x-x_0}{x_1-x_0}\right) \sin\left(2\pi \frac{z-z_{min}}{z_{max}-z_{min}}\right)$;

2) с помощью периодически распределённой цилиндрической неровности (более реалистичный сценарий). Данная работа продолжает работу [2]: подробно варьируется параметр $k/\delta_{0.99} \in [0.1; 0.3; 0.4, 0.5, 0.7, 1.0]$, где k и $\delta_{0.99}$ — высота неровности и толщина невозмущённого пограничного слоя (ПС) в окрестности неровности, соответственно. Диаметр неровности близок к $\delta_{0.99}$ (1 мм), а период её расположения соответствует периоду вдува–отсоса λ из [1, 2]. Постановка расчётной задачи подробно описана в [1] и дана в [2]: угол $\alpha = 15°$, число Маха $M_\infty = 8$, число Рейнольдса $Re_L = \rho_\infty U_\infty L/\mu_\infty \approx 3.7 \times 10^5$, длина пластины $L = 50$ мм, температурный фактор $T_w/T_0 \approx 0.39$; $z_{min} = 0$, $z_{max} = \lambda = 0.062L, x_0 = 0.1L, x_1 = 0.13L, y = 0$. Анализируется величина безразмерного коэффициента теплообмена: $St = \frac{L}{Re_L \mathrm{Pr}(T_0-T_w)} \times \frac{\mu_w}{\mu_\infty}\left(\frac{\partial T}{\partial n}\right)_w$; оператор $\langle\ \ \rangle_z$ — осреднение поперёк вихрей Гёртлера.

На рисунке показано распределение величины $St_{avgZ} = \max_x \langle St(x,z)\rangle_z$, которая достигается вблизи линии присоединения за ней. Появление интенсивных вихрей Гёртлера усиливает теплообмен в области присоединения вне зависимости от способа порождения вихрей. Однако отрывная зона почти не реагирует на возмущения от генератора вдува–отсоса, лишь немного сокращаясь при $\varepsilon > 1\%$; но в то же время сначала растёт, а затем сокращается с ростом $k/\delta_{0.99}$ (см. рис. а). Такой реверсивный тренд свойственен эффекту энтропийного слоя за малым притуплением передней кромки пластины. В расчётах, по-видимому, роль притупления играют элементы неровности, которые проникают в сверхзвуковую часть ПС. Немонотонно и поведение величины St_{avgZ} (рис. б). Поэтому замена одного способа возбуждения вихрей другим, например, для облегчения расчётов, представляется затруднительной.



а) **б)**

Рис. Точки отрыва и присоединения (а) в зависимости от интенсивности возмущений; $\langle St(x_{max}, z)\rangle_z$ и соответствующие отклонения $\max_z \Delta St(x_{max}, z)$ в зависимости от ε и k/δ_k.

Работа выполнена в ЦАГИ при финансовой поддержке РФФИ (проект № 17-08-00567) с использованием высокопроизводительных вычислительных ресурсов федерального центра коллективного пользования в НИЦ «Курчатовский институт», http://computing.kiae.ru/.

Литература:
1. Chuvakhov P.V., Egorov I.V., Olivier H., Roghelia A. Joint influence of high entropy layer and Goertler vortices on heat transfer in supersonic compression ramp flow. // Computational Thermal Sciences: An International Journal. 2016. V. 8. No. 6. P. 543–553. doi:10.1615/computthermalscien.2016018947
2. Чувахов П.В., Александров С.В., Александрова Е.А.. Расчёт теплообмена на поверхности угла сжатия в присутствии вихрей Гёртлера. // XXIX Научно-техническая конференция по аэродинамике, 1–2 марта 2018 г., М.О., Ленинский р-н, д. Богданиха.

СРАВНЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ШАРНИРНОГО МОМЕНТА, ПОЛУЧЕННОГО РАСЧЁТНЫМ ПУТЁМ, С ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ ДАННЫМИ

А.А. Алексеев, П.В. Ерохин, Е.А. Кудашкина (ПАО «Туполев», г. Москва)

В процессе проектирования в качестве эталона по определению шарнирных моментов органов управления принято считать результаты продувок тензометрированных моделей в аэродинамической трубе. В связи с большой трудоёмкостью эксперимента на ранних этапах проектирования целесообразно проводить оценку величины шарнирных моментов путём численного моделирования.

В работе приводится сравнительный анализ значений коэффициентов шарнирного момента элеронов, полученных путём численного моделирования при числах Рейнольдса Re ≈ ($2{\cdot}10^7 \div 2.8{\cdot}10^7$) с экспериментальными данными. Расчёт проводился на упрощённой модели крыла Ту-204 при следующих углах отклонения элерона $\delta_{эл}$=20° и $\delta_{эл}$=-20°; интерцептора $\delta_{инт}$=30° и $\delta_{инт}$=50°. Характеристики шарнирных моментов органов управления и механизации для крыла Ту-204 получены по результатам экспериментов и летных испытаний.

Вычисление шарнирного момента проводилось в программе ANSYS Fluent. Для замыкания уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу, использовалась модель турбулентности k-ω sst.

Проведённые расчётные исследования показали возможность применения программного комплекса Ansys для расчёта шарнирных моментов органов управления. Результаты расчётов могут использоваться для проектирования приводов системы управления до появления более точных данных.

Литература:
1. Борисова Н.А., Ерохин П.В., Кудашкина Е.А., Лушкин Д.О. Исследование коэффициентов шарнирных моментов расщепляющихся органов управления // Сборник тезисов: Материалы XXVIII Научно-технической конференции по аэродинамике п. Володарского, 20–21 апреля 2017 г. ЦАГИ 2017г.
2. Ерохин П.В., Кудашкина Е.А., Гончаров М.М. Численное моделирование коэффициентов шарнирных моментов органов управления // Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли: Всероссийская научно-практическая конференция с международным участием, 8-10 августа,2018 г.: Материалы докладов. Казань: Том 1. –Казань: Изд-во Казан. Гос. Техн. Ун-та,2018.-600 с.

СИСТЕМА СНИЖЕНИЯ НАГРУЗОК НА САМОЛЕТЕ SSJ-100

С.А. Алексеев, М.Н. Семенцов (АО «ГСС», г. Москва)

В условиях высокого уровня совершенства геометрических форм и аэродинамических профилей крыла, применяемых на современных транспортных самолетах, удлинение крыла остается одним из немногих геометрических параметров, увеличение которого позволяет повышать аэродинамическое качество, а как следствие и экономическую эффективность. Главным препятствием для увеличения удлинения с точки зрения конструкции становится необходимость обеспечения прочности крыла. В связи с тем, что при определении прочности самолетов транспортной категории необходимо учитывать нагрузки при выполнении энергичных маневров и нагрузки от воздействия неспокойного воздуха одним из перспективных путей по оптимизации баланса между увеличением удлинения крыла и обеспечением требуемой прочности является внедрение алгоритмов снижения нагрузок. Использование алгоритмов снижения нагрузок позволяет удовлетворять требованиям АП-25 (FAR-25 и CS-25) по статической прочности самолета как при выполнении маневров с максимальной перегрузкой, так и при попадании в условия непрерывной турбулентности, без дополнительного увеличения веса конструкции.

На современных транспортных самолетах с цифровыми СДУ применяют активные системы снижения нагрузки на крыло. Применение таких систем ведет к увеличению стоимости системы управления за счет введения дополнительных датчиков линейных ускорений и повышения требований ко времени запаздывания при формировании управляющих сигналов и к быстродействию приводов.

В данной работе представлены структурная схема (см. Рисунок 1) и результаты тестирования разработанного в АО «ГСС» алгоритма снижения маневренных и турбулентных нагрузок на крыло без использования дополнительных датчиков линейных ускорений и дорогостоящих быстродействующих приводов. Разработанный алгоритм позволяет значительно снижать манёвренные нагрузки и нагрузки от воздействия неспокойного воздуха, и на данном этапе развития самолета SSJ-100 является экономически эффективным решением. Рассматриваемый в настоящей работе алгоритм является необходимым в составе системы управления для удовлетворения требований АП-25 (FAR-25 и CS-25) в части статической прочности самолета SSJ-100 с увеличенной дальностью полета и установленными горизонтальными законцовками крыла (ГЗК).

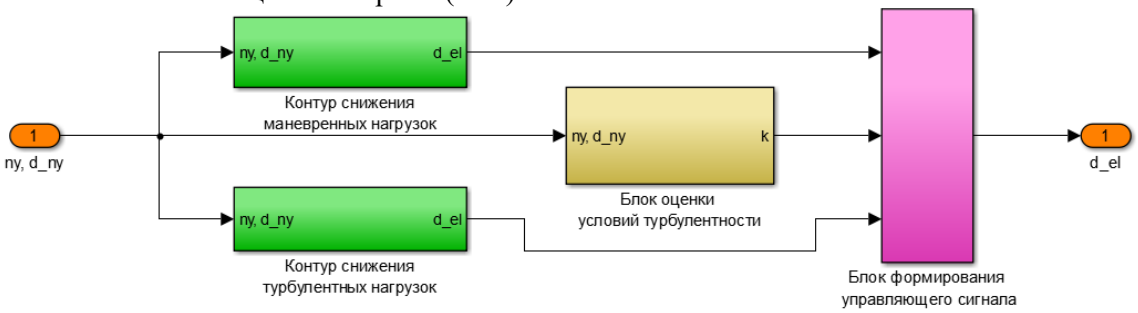


Рис. 1. Структурная схема работы алгоритма

Предлагаемая в настоящей работе архитектура законов управления обеспечивает симметричное отклонение элеронов вверх как при выполнении маневров с максимальной перегрузкой, так и при попадании в условия непрерывной турбулентности, что позволяет снизить изгибающие нагрузки за счет общего снижения нагрузок на концах крыла.

Реализация алгоритма снижения нагрузок от воздействия неспокойного воздуха построена на основе оценки попадания самолета в условия интенсивной турбулентности. В случае выполнения определённых условий, которые позволяют определить факт нахождения самолета в зоне интенсивной турбулентности, алгоритм формирует команду на программное отклонение управляющих поверхностей в зависимости от количественной оценки интенсивности турбулентности.

Среди результатов работы представлена общая структурная схема алгоритма и приведены результаты моделирования полного пространственного движения самолета, а также проведена оценка влияния системы снижения нагрузок на характеристики устойчивости и управляемости самолета.

В настоящее время в АО «ГСС» начаты работы по сертификации представленного в настоящей работе алгоритма снижения нагрузок в составе законов управления СДУ.

ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ ВИНТОКОЛЬЦЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ С ФЮЗЕЛЯЖЕМ

В.С. Алесин, В.В. Губский, О.В. Павленко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Основное преимущество винтокольцевого движителя (ВКД) перед обычным винтом без кольца состоит в значительном увеличении тяги при одной и той же затраченной мощности.

В первую очередь кольцо обеспечивает дополнительный прирост тяги, за счет специальной профилировки и снижает потери на индуктивное сопротивление винта. Кроме того, кольцо облегчает согласование частоты вращения винта и двигателя без применения редуктора, а также в некоторых случаях позволяет отказаться от винта изменяемого шага в пользу фиксированного тем самым снижая потери его эффективности. Эти достоинства, в частности, проявились при выборе ВКД в качестве движителя для малоразмерных дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов. Также ограждая винт, кольцо защищает его от поломок, ударов и обеспечивает большую безопасность обслуживающего персонала.

Численные исследования, проведенные в программах SOLID WORKS и ANSYS FLUENT показали, что угол атаки, под которым поток воздуха попадает на толкающий винт, а также скорость потока зависят как от формы кормовой части фюзеляжа, так и от профиля кольца.

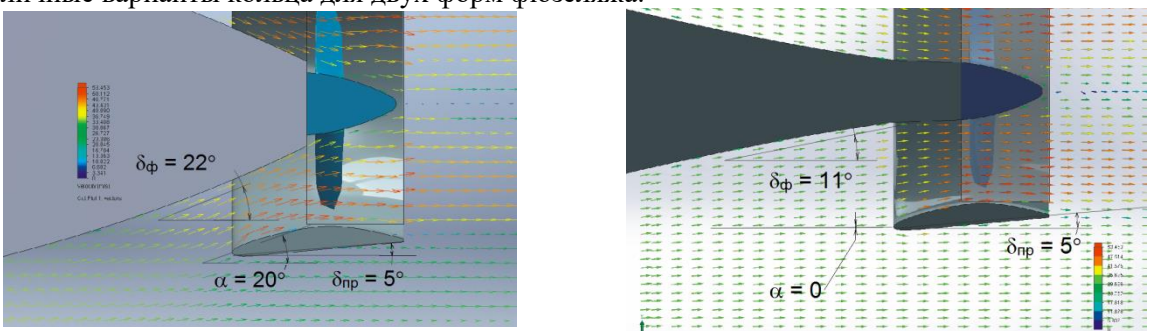
Исследование выполнено для двух различных конфигураций фюзеляжа: со значительной зоной пограничного слоя и с модификацией на основе профиля Либика с пониженным сопротивлением трения.

В процессе численных исследований были рассчитаны аэродинамические характеристики изолированного профиля кольца. Показано что, наибольшую тягу винт в кольце создает при местном угле атаки изолированного профиля кольца, соответствующего максимальному аэродинамическому качеству.

Анализ полученных численных результатов, полученных при $\alpha = 0$ и скорости набегающего потока V = 35м/с показал, что на характеристики тяги винта в кольце влияет форма кормовой части тела вращения, за счет изменения местного угла атаки кольца (рисунок 1). Поэтому необходима комплексная оптимизация обводов кормовой части фюзеляжа, профиля и угла установки кольца.

В работе было показано, что модификация формы хвостовой части приводит к уменьшению местного угла атаки профиля кольца по сравнению с исходным фюзеляжем и к уменьшению тяги винта в кольце за счет изменения формы профиля скоростей перед винтом.

Следующий этап проектирования с целью увеличения тяги включал в себя поиск новой формы профиля ВКД, его положения относительно винта и варьирование угла раствора кольца для снижения эффектов неравномерности потока и максимизации тяги. Были рассчитаны различные варианты кольца для двух форм фюзеляжа.



а) **б)**

Рис. 1. Векторы скорости (м/с) в сечении плоскостью XOY при z=0 (V=35 м/с):
а) исходный фюзеляж; б) модифицированный фюзеляж

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ CRM

Д.А. Алиева, И.И. Гришин, К.А. Колинько, А.Н. Храбров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе представлены результаты экспериментального исследования стационарных и нестационарных аэродинамических характеристик тематической модели NASA CRM (Common Research Model) типичного пассажирского самолета. Работа выполнялась совместно с CARDC (Китайский центр исследований и развития в области аэродинамики).

Геометрия модели, включая трехмерную математическую модель поверхности, доступна в сети Интернет. Она предназначена для сравнительных расчётных и экспериментальных исследований. Модель была спроектирована и изготовлена НТЦ НПК ЦАГИ в масштабе 1:49 с соблюдением динамического подобия для проведения динамических испытаний (рис. 1). Также в неё были добавлены органы управления для последующего исследования свободного управляемого движения.



Рис. 1. Общий вид модели CRM

Проводились испытания модели на динамической установке вынужденных колебаний с малой амплитудой ОВП-102Б при скорости воздушного потока V=40 м/с для получения нестационарных аэродинамических производных устойчивости и демпфирования тангажа, рыскания и крена.

Испытания при вынужденных колебаниях с большой амплитудой по тангажу и рысканию проводились с амплитудами колебаний 10°, 15° и 20°, и частотами в диапазоне 0.25-1.25 Гц с различными установочными углами атаки для исследования нелинейных динамических свойств нестационарных аэродинамических характеристик на отрывных режимах обтекания. Испытания проводились как для полной модели с нулевыми отклонениями органов управления, так и для модели без хвостового оперения.

Производная аэродинамического демпфирования тангажа при малых углах атаки $\alpha<10°$ постоянна по величине и не зависит от частоты колебаний модели. По мере развития отрыва потока на крыле при $14°<\alpha<19°$ наблюдается нелинейное уменьшение продольного демпфирования с развитием зоны антидемпфирования. При дальнейшем увеличении угла атаки продольное демпфирование восстанавливается и даже появляется область его нелинейного увеличения, связанная с отрывным обтеканием мотогондол. Производная аэродинамического демпфирования крена при малых углах атаки сначала уменьшается по абсолютной величине от значения -0.4 при $\alpha=0$ практически до нуля при развитии отрыва потока на крыле при $\alpha\approx12°$..

Полученные при вынужденных колебаниях по тангажу данные для коэффициента подъемной силы C_y отражают динамический гистерезис в явлении отрыва потока на крыле модели. Динамические эффекты для коэффициента момента тангажа m_z имеют сложный характер. Это связано с наличием двух «ложек» для исследуемой модели в полной компоновке. Первая из них связана с началом отрыва потока на крыле. Вторая «ложка» со статическим гистерезисом связана с отрывным обтеканием мотогондол. Наличие области антидемпфирования в характеристике $m_z^{\bar{\omega}_z}+m_z^{\dot{\bar{\alpha}}}$ обуславливает внутренние самопересечения кривой $m_z(\alpha)$ области в диапазоне углов атаки $12°<\alpha<18°$. С увеличением частоты колебаний эта область сужается, а затем исчезает, это говорит о том, что при частотах колебаний $f>1$Гц динамические эффекты не успевают развиться. При $\alpha\geq20°$ зависимости $m_x(\beta)$ и $m_y(\beta)$ включают статический гистерезис по β, в том числе при малых углах скольжения. Результаты динамических испытаний из эллипсоидов превращаются в гистерезисные зависимости, запаздывание которых по углу скольжения увеличивается с ростом частоты колебаний.

Результаты статических и динамических испытаний сравнивались с данными, полученными для модели той же геометрии в CARDC, и показали хорошее согласование.

Экспериментальные результаты используются для построение математической модели аэродинамики [1], применимой в широком диапазоне параметров, в том числе на больших углах атаки.

Литература:

[1] Д.А. Алиева, М.Е. Сидорюк, А.Н. Храбров. Влияние системы улучшения боковой устойчивости и управляемости на штопор транспортного самолёта. Ученые записки ЦАГИ, XLIX №1, 2018.

ВЯЗКОУПРУГИЕ И ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЕ ПРОЦЕССЫ В ТЕЧЕНИЯХ СО СВОБОДНЫМИ ГРАНИЦАМИ

И.А. Амелюшкин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Управление взаимодействием жидкости, твердых частиц и плазмы представляет интерес в широкой области технологических приложений: эрозионная и термическая обработка поверхности, гидрофобные покрытия, обледенение, тепломассообмен летательного аппарата в запыленной атмосфере и др.

В настоящей работе развиты бессеточные методы моделирования деформаций, поверхностных эффектов, движение фронта кристаллизации в процессе удара тела в широкой области значений характерных размеров и безразмерных управляющих параметров (число Вебера We, коэффициент растекания и др.). Методами молекулярного моделирования и гидродинамики сглаженных частиц (SPH – smoothed-particle hydrodynamics) исследованы режимы взаимодействия частиц и капель аэрозольного потока с поверхностью летательного аппарата. Степень гидрофобности определяется краевым углом смачивания θ, зависящего от рельефа поверхности, отношения характерных энергий взаимодействий молекул жидкости с атомами твердого тела и между собой, а также с длиной скольжения b: $V(y=0) = b\partial V/\partial y$, V – скорость, y – нормальная к поверхности координата. В случае движения переохлажденой жидкости в областях, в которых удельная кинетическая энергия удара превышает пороговое значение ($L_b(T) \cong L_b^0\left(1 - T/T_f\right)^{7/5}, L_b^0 = 4\cdot 10^{-3}$ Дж/кг[1], T и T_f – температура и температура замерзания, K) формируется волна кристаллизации с параметрами, полученными экспериментально в [1].

На основании проведеных исследований получены оценки параметров оптических, электромагнитных и акустических явлений, сопровождающих кристаллизацию переохлажденной метастабильной жидкости[2]. Математические модели и интерполяции экспериментальных исследований могут быть использованы для расчета обледенения и послужить основой в противодействию этому неблагоприятному явлению. Предложены оригинальные методы бесконтактного определения температуры переохлажденных капель и массовой доли кристаллов льда в водно-кристаллической смеси, образующейся после кристаллизации переохлажденной метастабильной жидкости

Составлен обзор безразмерных критериев и управляющих параметров, характризующих движение потоков несферических тел в окрестности элементов конструкции летательных аппаратов. Развиты алгоритмы расчета распределения вероятности нахождения несферических частиц в неравновесном аэрозольном потоке. Проведены параметрические исследования. Наряду с механизмами роста энергии хаотического движения значительное влияние оказывают релаксационные процессы, стремящиеся приблизить траектории тел к соответствующим детерминистическим линиям, которые отличны от соответствующих кривых без учета стохастических процессов. Характерные значения ширины рассмотренных коридоров меняются в пространстве и времени и определяются распределением плотности вероятности попадания тел в заданную область пространства и времени.

Исследовано влияние рассеяния несферических частиц на распределение концентрации дисперсной фазы вблизи обтекаемого тела. Показано, что несферичность формы (отношение продольного и поперечного размеров частиц) приводит к значительному уменьшению концентрации в области дисперсного экрана – каустики, приводящей к уменьшению тепловых потоков при высокоскоростном движении летательного аппарата в запыленной атмосфере.

Работа выполнена в рамках проекта MUSIC-haic программы HORIZON 2020 EC при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования (уникальный идентификатор проекта RFMEFI62818X0010) и при поддержке РФФИ (проект № 18-31-00485).

Литература:

1. Amelyushkin I.A. Mathematical models of two-phase flows' interaction with a solid body // Journal of Physics: Conf. Series. IOP Publishing, 2018. V. 1129. No 012003. P. 1–8.

2. Amelyushkin I.A., Stasenko A.L. Interaction of supercooled droplets and nonspherical ice crystals with a solid body in a mixed cloud // CEAS Aeronautics Journal. December 2018. – V. 9. – Issue 4. – P. 711–720.

ВЛИЯНИЕ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ИСКАЖЕНИЙ КОНТУРА МОДЕЛИ ИЗ-ЗА УПРУГОЙ ДЕФОРМАЦИИ И ПОКРЫТИЙ ДЛЯ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ОБТЕКАНИЯ

Г.А. Амирьянц, А.Р. Горбушин, Ю.А. Найко, А.В. Семенов, Д.А. Ступак, Н.Н. Хозяенко, В.М. Фомин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

На примере комплексных весовых испытаний и физических исследований в промышленных трансзвуковых аэродинамических трубах (АДТ) ЦАГИ и зарубежных авиационных центров рассматриваются возможности учета влияния на аэродинамические характеристики (АДХ) упругой деформации модели в потоке, а также искажающих контур модели внешних покрытий, применяемых для визуализации обтекания.

Материалы исследований АДХ и упругой деформации крыла одной и той же эталонной модели NASA CRM пассажирского магистрального самолета с современным сверхкритическим крылом большого удлинения, полученные в основных промышленных АДТ мировых авиационных центров, позволили сравнить не только результаты измерения АДХ, но и возможности различных программ аэродинамического проектирования этих центров для надежного расчета АДХ и упругой деформации модели. Такие же вычисления характеристик с учетом измеренной и рассчитанной деформации модели CRM в потоке были проведены и в ЦАГИ. Итоговые материалы применения этих фундаментальных расчетных программ на базе вычислительных комплексов ЦАГИ - АРГОН, BLWF и EWT - обсуждались на конгрессе ICAS-2016. Расчеты АДХ и деформации модели CRM показали удовлетворительную сходимость с зарубежными данными. О необходимости и особенностях достаточно точного расчетно-экспериментального учета влияния упругих деформаций двух «жестких» аэродинамических моделей фирмы Боинг на их аэродинамические характеристики свидетельствуют совместные исследования фирмы Боинг и ЦАГИ 1992 года. Дополнительным подтверждением возможности эффективного учета влияния упругих деформаций моделей на АДХ при больших значениях скоростного напора и числах Re явились исследования в АДТ Т-128 полумодели магистрального пассажирского самолета с двумя вариантами крыла. Изучался вариант стандартного «жесткого» металлического крыла (с оптимизированной на режим крейсерского полета геометрической круткой) и вариант упругоподобного крыла со стапельной круткой. Исследования показали, что обнаруженное в эксперименте влияние на АДХ упругости «жесткого» крыла и изменения его крутки можно достаточно надежно учесть расчетной поправкой с использованием вычислительных комплексов ЦАГИ.

Для визуализации состояния, развития и отрыва пограничного слоя (ПС) на крыле и других элементах модели, развитие областей сверхзвукового течения при дозвуковом обтекании и замыкающих их скачков уплотнения в АДТ ЦАГИ используются весьма информативные методы, позволяющие получать информацию со всей поверхности модели. Это – методики испаряющихся и сублимирующих покрытий (каолин и аценафтен), жидкие кристаллы, цветные масляные покрытия и масляные точки, теплоизолирующие покрытия при применении техники тепловидения, бароиндикаторные покрытия, набор классических и мини-шелковинок, приклеиваемых к поверхности модели. Приведены примеры использования таких методик для выявления различного рода аэродинамических эффектов и особенностей обтекания ЛА. При исследованиях последнего времени моделей инновационных компоновок малошумных самолетов наблюдается, например, необычное аэродинамическое явление: на пилонах двигателей, расположенных над крылом, на крейсерских скоростях из-за взаимодействия пограничных слоев крыла, пилона, мотогондолы и внутреннего протока происходит резкий разворот предельных линий тока, и в ПС развивается далее уже поперечное к потоку течение.

В работе продемонстрированы количественные изменения АДХ исследуемых компоновок из-за искажения аэродинамических обводов модели ЛА и структуры течения. Во время эксперимента эти обводы меняются в областях особенностей обтекания из-за испарения летучих компонент, частичной сублимации покрытия, условий колебаний шелковинок и растекания масляных композиций. При этом возможно увеличение шероховатости, волнистости поверхности и смещение перехода ПС. Толщина пленок, полосок и масляных точек, как правило, не превышают 0.1-0.2 мм, но даже столь малое изменение обводов заметно искажает аэродинамические характеристики. При этом, может кардинально поменяться, например, и сам механизм ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя. Это продемонстрировали эксперименты в АДТ Т-128 ЦАГИ и ONERA на модели эталонного конуса (с углом раствора 10°), который исследован в АДТ практически всех авиационных центров мира и даже в летном

эксперименте в условиях безграничного обтекания. Практически не заметные искажения носка модели сменили классический механизм развития нестационарных волн возмущения Толлмина-Шлихтинга на новую и еще мало изученную форму - «bypass»- с решетчатой структурой развития стационарных продольных вихрей и более низким значением числа Рейнольдса конца ламинарно-турбулентного перехода.

ФОРМИРОВАНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ ТРЕБОВАНИЙ К ХАРАКТЕРИСТИКАМ УСТОЙЧИВОСТИ, УПРАВЛЯЕМОСТИ И СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ ПОПАДАНИЯ В РЕЖИМ «САМОПРОИЗВОЛЬНОГО» ЛЕВОГО ВРАЩЕНИЯ И ВЫВОДУ ИЗ НЕГО

В.А. Анимица, Е.А. Борисов, В.С. Крымский, В.А. Леонтьев, М.А. Рубинштейн
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Целью работы является формирование предварительных требований к характеристикам устойчивости, управляемости и системе управления для исключения попадания в режим «самопроизвольного» левого вращения и выводу из него. На вертолётном пилотажном стенде ВПС-4 проведено моделирование движения вертолёта на режиме висения при его вращении относительно вертикальной оси. В результате моделирования получены пороговые значения угловой скорости вращения вертолета, при которой он выходит из «самопроизвольного» левого вращения. Эти значения получены при различных взлетных массах вертолета и высотах висения. На основе полученных результатов сформировано предварительное требование к путевому управлению одновинтового вертолета: на режиме висения, на статическом потолке, при вращении вертолета влево с заданной угловой скоростью, запасом шага рулевого винта должна быть обеспечена величина мощности путевого управления $\varepsilon_y \geq 0.5$ рад/с^2.

ИССЛЕДОВАНИЯ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЕТНОГО ТИПА

М.В. Анимица, Н.Д. Гвоздев, К.Г. Косушкин, В.И. Маврицкий (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Для вертолета многовинтовой схемы достаточно остро встает вопрос об обеспечении достаточной жесткости системы при минимально расходуемом на это весе. В вертолетах продольной и поперечной схемы, имеющих по два несущих винта, требования обеспечения достаточной жесткости приводят к заметному увеличению веса конструкций. При большем количестве винтов вес соединяющих их конструкций возрастает еще более и сильно снижает весовую отдачу вертолета. Один из путей преодоления указанной трудности состоит в придании несущей системе из многих винтов куполообразной формы.

Также для многовинтовых и в особенности для куполообразных систем возникает множество аэродинамических вопросов и в первую очередь вопрос об аэродинамической эффективности таких систем на режимах висения и горизонтального полета.

Проведены исследования распределенной силовой установки вертолетного типа с многовинтовой несущей системой. Исследованы 9 вариантов конструкции рамы (5 из ПКМ и 4 из сплава АБМ-3)

Получено рациональное значение «толщины рамы» (отношение высоты купола к габаритному размеру рамы) 9,4%. В случае куполообразной формы масса углепластиковой рамы уменьшается по сравнению с плоской схемой в 2 раза, масса алюминий-бериллиевой рамы – в 2,2 раза.

Расчеты показали, что несущий винт на режиме висения обеспечивает потребную тягу при окружной скорости от 265–270 м/с и выше, однако скорость горизонтального полета при указанных оборотах ограничена примерно 150 км/ч из-за превышения числа Мкр на конце лопасти. Показано, что применение электродвигателей позволяет расширить диапазон скоростей горизонтального полета до 245 км/ч (без учета взаимоиндукции винтов) за счет возможности значительного снижения оборотов.

В куполообразной схеме задние винты наиболее сильно подвержены отрицательному взаимовлиянию соседних винтов и практически на всех углах атаки находятся в следе передних винтов, и на всех скоростях полета не обеспечивают потребный коэффициент тяги (рисунок 3). Таким образом, требуется увеличение общего шага этих винтов. При увеличении этой величины до $\varphi_7 = 11^0$ обеспечивается запас тяги задних винтов на режимах горизонтального полета. При

этом потребная мощность для задних винтов увеличивается на 10–20% в зависимости от скорости полета.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЕТА ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА ПРИ ПОПАДАНИИ В ВИХРЕВОЙ СЛЕД НА ПИЛОТАЖНОМ СТЕНДЕ

О.В. Анимица, И.С. Босняков, А.М. Гайфуллин, П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик, В.П. Кузьмин, Ю.Н. Свириденко, С.Н. Супруненко, К.Г. Хайруллин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Работа посвящена исследованию и разработке комплекса научно-технических решений, обеспечивающих моделирование на пилотажных стендах и авиационных тренажерах динамики пассажирского самолета при попадании его в вихревой след другого самолета.

Основным результатом является создание математических моделей и разработка программного обеспечения для моделирования полета среднемагистрального пассажирского самолета при попадании его в вихревые следы на базе пилотажного стенда ПСПК-102 ЦАГИ. В результате дополнения математического обеспечения пилотажного стенда ПСПК-102 программным комплексом, появилась возможность моделировать на пилотажном стенде режимы попадания летательного аппарата в вихревой след, оценивать воздействие попадания в вихревой след на экипаж и пассажиров, отрабатывать возможные системы информирования летчика о вихревой опасности с включением директорной информации для формирования траекторий уклонения от опасных зон вихревого следа, рис. 1. Для обеспечения работы математических моделей в режиме реального времени использованы технологии, основанные на применении искусственных нейронных сетей.



Рис. 1.

Проведенные исследовательские испытания с участием летчиков-испытателей подтвердили адекватность моделирования динамики самолета при попадании в вихревой след другого самолета и адекватность моделирования нагрузок на экипаж и пассажиров при попадании самолета в вихревой след или выполнении маневра облета опасной зоны. По экспертным оценкам летчиков, представленная динамика поведения самолета в вихревом следе схожа с реальными условиями. Отмечена полезность проведенной работы в части расширения возможностей подготовки летного состава и обеспечения безопасности полетов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ, проект №14.624.21.0046, уникальный идентификатор соглашения RFMEFI62417X0046.

ВЗАИМОВЛИЯНИЕ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ВСТРОЕННОЙ В КРЫЛО САМОЛЁТА РАСПРЕДЕЛЁННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

К.С. Анисимов, Н.В. Головина, А.К. Иванюшкин, Ю.В. Коротков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Одной из возможных перспективных компоновок дозвукового пассажирского самолёта является разработанная в ЦАГИ глубоко интегрированная компоновка двухдвигательного самолёта с встроенной в крыло распределённой силовой установкой с раздельными контурами вентилятора и газогенератора. В этой компоновке газогенераторный и вентиляторный каналы воздухозаборников имеют разделённый перегородкой общий вход воздухозаборников и раздельные каналы сложной криволинейной формы. При этом канал воздухозаборника вентилятора расположен ближе к плоскости симметрии самолёта в корневой части крыла. Разработанная компоновка позволит обеспечить низкое внешнее сопротивление, малый шум на местности и использование положительного эффекта суперциркуляции от реактивной струи сопла двигателя для повышения несущих свойств самолёта.

Проведенные в аэродинамических трубах ЦАГИ экспериментальные исследования модели самолёта в рассматриваемой компоновке позволили определить характеристики воздухозаборников газогенераторного и вентиляторного контуров на номинальном режиме работы двигателей (режим «максимальные обороты») и выявить важную проблему для силовых установок с таким расположением воздухозаборников - существенное взаимовлияние воздухозаборников газогенератора и вентилятора с изменением параметров потока воздуха в воздухозаборниках на взлётно-посадочных скоростях на режимах работы силовой установки с уменьшенным расходом воздуха в одном из каналов воздухозаборников (канале газогенератора или канале вентилятора).

Проведенные расчётные и экспериментальные исследования компоновки самолёта с распределённой силовой установкой позволили выяснить закономерности обтекания и особенности работы воздухозаборников на режимах взаимовлияния, а также оценить степень и характер изменения характеристик воздухозаборника (вентилятора или газогенератора) при снижении расхода и неустойчивой работе соседнего воздухозаборника (газогенератора или вентилятора).

Полученные материалы помогают выбрать для взлётно-посадочных режимов полёта самолёта программу вывода газогенератора и вентилятора на номинальные расходы воздуха с сохранением газодинамической устойчивости работы силовой установки.

Литература:

1. Анисимов К.С., Ефимов Р.А., Иванюшкин А.К., Коротков Ю.В., Третьяков В.Ф. Исследования характеристик воздухозаборников встроенной в крыло самолёта распределённой силовой установки с разделёнными контурами воздухозаборников газогенератора и вентилятора. // В сборнике: Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный Аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), 2018. С. 36-37.

ВЛИЯНИЕ ВРАЩЕНИЯ ВЕНТИЛЯТОРА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА НА РЕЖИМЕ БОКОВОГО ВЕТРА

К.С. Анисимов, Д.В. Ливерко, А.В. Лысенков, С.В. Матяш, А.А. Савельев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Процесс разработки летательного аппарата включает в себя решение большого набора задач аэродинамического проектирования, в частности проектирование воздухозаборника. Сложность этой задачи связана с её многоцелевым и многодисциплинарным характером. Решение, как правило, представляет собой компромисс между набором противоречивых требований.

В настоящей работе основное внимание уделено задаче определения характеристик течения на входе в двигатель в условиях бокового ветра. Методика определения характеристик воздухозаборника на этом режиме важна с многих точек зрения. Во-первых, испытания двигателя при боковом ветре входит в перечень сертификационных режимов, влияющих на безопасность полета. Предсказание этих характеристик на ранних стадиях проектирования позволит уменьшить риски производства конечного изделия. Во-вторых, характеристики воздухозаборника на режиме бокового ветра связаны с возникновением отрыва пограничного слоя. Это физическое явление изучено не полностью и предсказание появления отрыва с большой точностью является проблемой для всех типов исследований: теоретического, экспериментального, расчетного.

В рамках НИР «Воздухозаборник-2» проведены расчетно-экспериментальные исследования характеристик воздухозаборника ТРДД на режиме бокового ветра. Исследования проведены при различных числах Рейнольдса, а также с двумя способами моделирования работы двигателя. Первый способ моделирует только расход через воздухозаборник: в эксперименте эжектор, в расчете – граничное условие «активный диск». Второй способ – прямое моделирование работы вентилятора двигателя, как в расчете, так и в эксперименте. Проведены сопоставления результатов расчета и эксперимента на входе в двигатель без учета вентилятора (Рис. 1) и с его учетом. Различия в коэффициенте восстановления полного давления составляет $\Delta\upsilon < 0.01$.

Наиболее интересным результатом является сравнение характеристик воздухозаборника при моделировании вентилятора и при упрощенной постановке – без вентилятора (Рис. 2). Из сравнения видно, что скорость бокового ветра, при которой появляется отрыв пограничного слоя, не зависит от способа моделирования работы двигателя. Влияние вентилятора сказывается на размере отрыва и, соответственно, на интегральных характеристиках на входе в двигатель на отрывных режимах. Таким образом, эксперимент в АДТ с эжектором возможно использовать для исследования характеристик воздухозаборника на режимах бокового ветра.

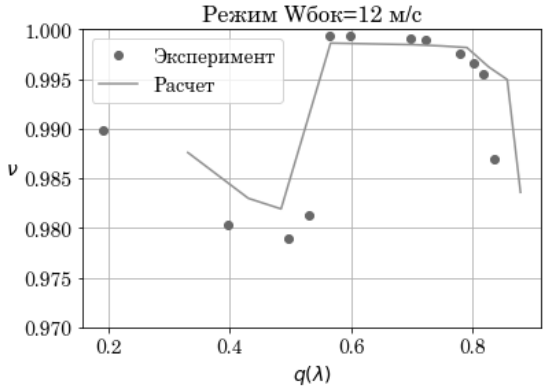


Рис. 1. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по коэффициенту восстановления полного давления в зависимости от приведенного расхода без моделирования вентилятора

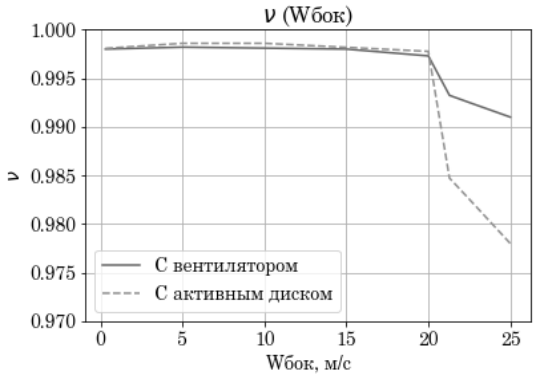


Рис. 2. Изменение коэффициента восстановления полного давления в зависимости от скорости бокового ветра с моделированием вентилятора и без него. Данные расчета. q(λ) = 0.5

ПРОГРАММНЫЕ СРЕДСТВА КОРРЕКТИРОВКИ ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТОЧНОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ПКМ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИЗМЕРЕНИЙ НА КООРДИНАТНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ МАШИНЕ

М.А. Архангельская, Ю.Ю. Евдокимов, П.М. Николаев, А.В. Усов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

При формовании деталей из ПКМ возникают различные отклонения (поводки, крутки, деформации) в форме готового изделия от его исходной математической модели. Для изготовления деталей с требуемыми геометрическими параметрами по точности формообразования необходимо модифицировать процесс изготовления оснастки, дополнив его процедурами контроля точности изготовления деталей и соответствующей корректировки формообразующих элементов оснастки (матрица, пуансон). В этой связи актуальной задачей является разработка программных средств, позволяющих по результатам измерений координат изготовленной детали вносить корректировки в математическую модель оснастки. В частности, оказываются востребованными программные средства интерактивного воздействия на форму поверхности, позволяющие оператору быстро и удобно вносить требуемые корректировки в форму поверхностей. В основе целенаправленной корректировки оснастки по материалам измерений изготовленной детали лежит предположение о том, что при изготовлении деталей по одинаковой технологии и в одинаковых условиях поводки будут приблизительно одинаковы. Справедливость этого предположения подтверждается опытом изготовления деталей аэродинамических моделей из ПКМ в модельном производстве научно-производственного комплекса ЦАГИ.

Одним из способов корректировки оснастки является внесение поправок в точки управляющей программы обработки оснастки на станке с ЧПУ [1]. В общем случае, в результате коррекции отдельных точек управляющей программы итоговая форма поверхности оснастки может получиться недостаточно гладкой. Предлагаемый в настоящей работе подход,

использующий прямую модификацию поверхности математической модели оснастки, позволяет избежать данного затруднения. По модифицированной математической модели оснастки легко пересчитать управляющую программу заново, с соблюдением заданной точности изготовления. Кроме того, в случае необходимости (например, при существенном изменении формы), появляется возможность применить другую стратегию обработки.

В большинстве CAD-моделей поверхности задаются NURBS представлением. Форма NURBS поверхностей определяется их опорным каркасом. Авторами разработан метод модификации опорного каркаса NURBS поверхности для обеспечения интерактивного воздействия на форму изделия. Для того чтобы оператор мог внести в форму математической модели нужные поправки, соответствующие материалам измерений изготовленной детали, необходим инструмент, который позволил бы в реальном масштабе времени оценивать степень приближения к желаемому результату. Предложен метод визуализации отклонений скорректированной поверхности от исходной, основанный на применении средств OpenGL. В нем величина отклонений кодируется различными цветами. Это позволяет оператору наглядно и в интерактивном режиме оценивать результат коррекции.

Выполнена программная реализация разработанных алгоритмов на языке C++. Проведена апробация программных средств и методики корректировки формообразующей оснастки при изготовлении тестовых деталей из ПКМ.

Разработанные программные средства являются достаточно универсальными. Они могут использоваться не только для коррекции формы оснастки при изготовлении деталей из ПКМ, но и в других задачах. Цветами можно кодировать распределение по поверхности любых числовых величин (например, гауссовой кривизны поверхности, давления, напряжений и др.).

Литература:
1. Архангельская, М.А. Корректировка управляющей программы обработки формообразующей оснастки для обеспечения точности изготовления деталей из полимерных композиционных материалов по результатам их измерений на координатно-измерительной машине / М.А. Архангельская, В.Д. Вермель, Ю.Ю. Евдокимов, П.М. Николаев // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2016. – № 1. – С. 145 – 147.

МЕТОДИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК УПРАВЛЯЕМОСТИ ВЫСОКОАВТОМАТИЗИРОВАННОГО ВЕРТОЛЕТА НА ПИЛОТАЖНОМ СТЕНДЕ

Ю.А. Архангельский, П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик, М.А. Рубинштейн, И.В. Русаков, Ю.П. Яшин
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В последнее время в связи с созданием высокоскоростных вертолётов появились работы, которые обозначают пути глубокой автоматизации управления за счёт использования электродистанционных систем управления (СУ). Такие системы позволяют реализовать сложные алгоритмы управления, которые обеспечивают значительное улучшение пилотажных свойств вертолёта, что дает возможность выбора желаемых динамических и статических характеристик управляемости вертолёта и их оптимизации по режимам полёта.

В докладе рассматриваются методические вопросы выбора характеристик управляемости высокоавтоматизированного вертолета, которые подразумевают как аналитическую оценку оптимальных характеристик управляемости, так и их дальнейшую проверку и подтверждение в экспериментах на пилотажном стенде.

При участии летчиков испытателей разработана методика проведения экспериментальных исследований по выбору оптимальных статических характеристик управляемости высокоавтоматизированного вертолета с дистанционной СУ на пилотажных стендах ВПС-5 и ПСПК-102. Эксперименты проводились на вертолетном пилотажном стенде с неподвижной кабиной ВПС-5 и пилотажном стенде с подвижной кабиной ПСПК-102. Стенд ВПС-5 имеет широкоугольную проекционную систему визуализации со сферическим экраном, внутри которого установлен макет кабины современного вертолета с натурными рычагами управления вертолета типа Ми-8МТВ. Пилотажный стенд ПСПК-102 имеет 6-степенную систему подвижности кабины и коллимационную систему визуализации внешней обстановки. Кабина стенда двухместная, оборудована боковыми ручками управления для каждого лётчика. Для моделирования режимов висения вертолета на правый пост был дополнительно установлен рычаг общего шага винта, управление в продольном и боковом каналах управления осуществлялось при помощи правой боковой ручки. На обоих стендах использовалась одинаковая модель движения вертолета для режимов малых скоростей и висения с

высокоавтоматизированной СУ, а также на обоих стендах были доработаны системы визуализации внекабинной обстановки для отображения сцен, рекомендованных в документе ADS-33 для оценки управляемости вертолета.

Эксперименты на стенде ВПС-5 проводились с участием 3-х операторов и 2-х летчиков испытателей, имеющих практический опыт управления вертолетом. В экспериментах, задача летчика состояла в том, чтобы компенсировать вводимую через систему визуализации ошибку по линейному смещению вертолета в вертикальном, продольном и боковом каналах. Рассматривались различные динамические конфигурации вертолёта и для каждой из них определялись оптимальные величины статических характеристик управляемости $X_{ош}^{Vy}$ в канале высоты, $X_{в}^{Vx}$ в продольном канале и $X_{э}^{Vz}$.

Проведенные эксперименты позволили расширить экспериментальную базу данных по влиянию статических характеристик управляемости на оценки летчика в продольном и боковом каналах и подтвердить корректность аналитически выбранных оптимальных величин чувствительности и применимость для вертолетов используемых критериев управляемости, разработанных ранее для самолетов.

Целью исследований на пилотажном стенде ПСПК-102 являлась оценка влияния подвижности кабины на выбор летчиков статических характеристик управляемости. Исследование показало, что воспроизведение перегрузок и угловых ускорений на пилотажном стенде с подвижной кабиной существенно повышает адекватность моделирования задачи висения по сравнению со стендом с неподвижной кабиной.

Особенно важны перегрузки в продольном канале, дающие летчику опережающую по сравнению с визуальной информацию о движении вертолета и позволяющие точнее контролировать продольное движение вертолета на режиме висения. Не менее важную роль играют нормальная и боковая перегрузки.

Полученные объективные экспериментальные данные и отзывы лётчика хорошо согласуются с анализом значимости для лётчика перегрузок и угловых ускорений по различным степеням свободы, выполненным на основе разработанного ранее теоретического подхода к оценке влияния ускорений на пилотирование.

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЁТОВ С АКТИВНЫМИ БОКОВЫМИ РУЧКАМИ УПРАВЛЕНИЯ

Ю.А. Архангельский, П.А. Десятник, Л.Е. Зайчик, Ю.П. Яшин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В последние годы в связи с широким использованием в авиации систем дистанционного управления появилась устойчивая тенденция к замене традиционных рычагов управления - центральной ручки и штурвала - малогабаритной боковой ручкой управления (БРУ). Первоначально БРУ использовались только на истребителях, но в последующие годы появилось семейство пассажирских самолетов, которые имеют БРУ.

Интерес к БРУ продиктован прежде всего стремлением улучшить условия работы лётчика, поскольку при использовании БРУ высвобождается значительное внутрикабинное пространство, улучшается обзор приборной доски и индикаторов, обеспечивается более свободная и комфортная рабочая поза лётчика, уменьшается его утомляемость. Эти преимущества определили создание семейства пассажирских самолетов фирмы “Airbus Industry”, затем российского самолета “Суперджет-100”, оборудованных пассивными БРУ. В пассивных БРУ усилия на ручке создаются загрузочными пружинами, а сами ручки правого и левого лётчика не имеют механической связи друг с другом. Вследствие этого на указанных самолётах каждый из лётчиков лишён непосредственной тактильной информации о действиях другого лётчика, что существенно затрудняет их взаимодействие, особенно в критических ситуациях, когда в условиях дефицита времени нужно принимать согласованные решения по управлению самолётом.

В связи с этим разработана и реализована на самолёте МС-21-300 концепция активных БРУ, в которых усилия на ручке создаются электрическими приводами, управляемыми от цифровых вычислителей. Такие системы позволяют организовать взаимосвязь двух БРУ, аналогичную их механическому соединению, что даёт каждому из лётчиков информацию о действиях другого лётчика и, тем самым, позволяет кардинально изменить подход к взаимодействию лётчиков в составе экипажа. Кроме того, активные БРУ дают возможность реализовать ряд других активных функций, в частности, функцию тактильного предупреждения

о приближении к опасным режимам с целью повышения безопасности полёта, позволяют оптимизировать характеристики загрузки БРУ для улучшения характеристик управляемости и др.

В докладе рассмотрен комплекс вопросов, связанных с определением функций активных БРУ, обеспечением приемлемых характеристик управляемости, условиями эффективного взаимодействия лётчиков при пилотировании, оптимизации характеристик управляемости с учётом особенностей БРУ и возможностей, которые даёт применение активных БРУ. Особое внимание при этом уделено проблеме уменьшения склонности самолёта к колебаниям и раскачке, которая характерна для самолётов с БРУ из-за существенно меньших ходов БРУ и сильного взаимовлияния управляющих действий БРУ по тангажу и крену по сравнению с традиционным штурвалом.

Исследования проводились на на пилотажных стендах ЦАГИ ПСМС и ПСПК-102 с участием летчиков-испытателей ОАО «ОКБ им. Яковлева», ГосНИИ ГА, ЛИИ им Громова. Отработана методика проведения экспериментов по комплексной оценке склонности самолёта к раскачке (PIO) и степени взаимовлияния каналов БРУ по тангажу и крену. При этом использовались как объективные показателям пилотирования (точность пилотирования, спектральные характеристики действий лётчика, параметры системы «самолёт-лётчик»), так и субъективное мнение лётчиков по результатам выполнения различных задач пилотирования. Получена обширная база экспериментальных данных по влиянию различных параметров активной БРУ (характеристик загрузки, динамических свойств, параметров установки) и самолёта (чувствительность управления, динамические характеристики, задачи пилотирования и др.) на склонность самолёта к раскачке.

На основе полученных экспериментальных данных и с использованием теоретических подходов ЦАГИ сформулированы предложения по уменьшению склонности самолёта с активными БРУ к колебаниям и условия, исключающие возможность раскачки самолёта лётчиком. Даны рекомендации по выбору характеристик загрузки активных БРУ и чувствительности управления в зависимости от режима полёта и задач пилотирования,

Показано, что эффективной мерой уменьшения нежелательного взаимовлияния управляющих действий лётчика по тангажу и крену является разворот продольной оси БРУ под определённым углом к борту кабины, что способствует повышению точности пилотирования и улучшает комфортность управления.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ СТРУЙНО-ПЕРФОРИРОВАННЫХ ГРАНИЦ НА РЕЗУЛЬТАТЫ ВЕСОВОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

М.Е. Архипов, А.О. Волкова, А.И. Иванов, Е.В. Стрельцов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В рамках данной работы на базе аэродинамической установки Т-112 ЦАГИ исследовались перспективные малоиндукционные границы потока, представляющие собой комбинацию перфорированных стенок и управляемого пограничного слоя [1,2]. Управление пограничным слоем осуществлялось путем выдвижения на заданную высоту клиновидных спойлеров, расположенных на стыке сопла и горизонтальных стенок рабочей части АДТ.

Для исследования возможности реализации малоиндукционного обтекания модели в рабочей части трансзвуковой АДТ Т-112 при помощи комбинированных границ [3,4] проведены испытания контрольной модели ракетной компоновки при числе Маха M=0.75. В ходе эксперимента с помощью механических весов получены основные аэродинамические характеристики модели при различных граничных условиях: сплошные стенки со спойлерами высотой 32мм, перфорированные панели с коэффициентом проницаемости f=2% со спойлерами 32мм, а также штатные перфорированные панели f=23% со спойлерами высотой 10мм, 20мм и 32мм. Угол атаки модели α варьировался от -4° до 24°.

Целью работы являлось подтверждение эффективности нового граничного условия и оптимизация параметров пограничного слоя. Выбор оптимальных параметров граничного условия базировался на сравнении с характеристиками модели в безграничном потоке, которые могут быть получены экспериментально (в АДТ существенно большего размера) или численными методами. С помощью программного пакета ANSYS CFX выполнен численный расчет обтекания контрольной модели при M=0.75 в диапазоне углов атаки α от 0° до 20°. При решении уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS), использовалась модель турбулентности SST.

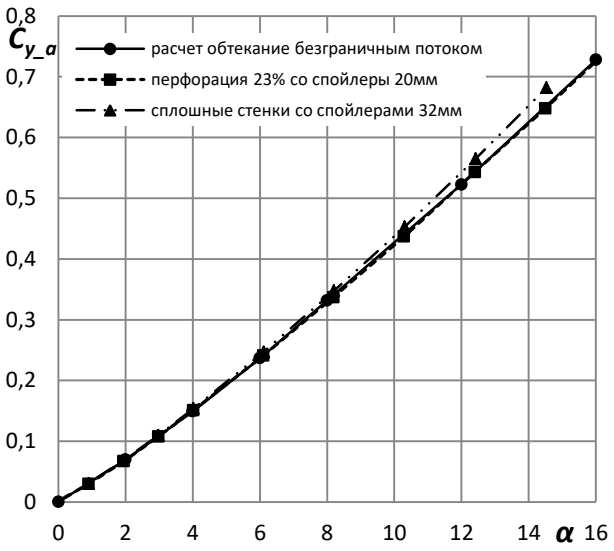


Рис. 1. Коэффициент подъемной силы при M=0.75 для модели ракетной компоновки

Результаты сравнения данных численного расчета и эксперимента в АДТ Т-112 показали, что при корректно подобранных параметрах комбинированного граничного условия возможно существенно снизить влияние стенок рабочей части АДТ на весовые характеристики модели. На рисунке 1 представлены зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки модели при обтекании безграничным потоком и в различных комбинированных границах. При оптимальной комбинации параметров расхождение величин C_{ya} при α= 4° составило порядка 0.002, а при увеличении угла атаки до 12° - менее 0.004

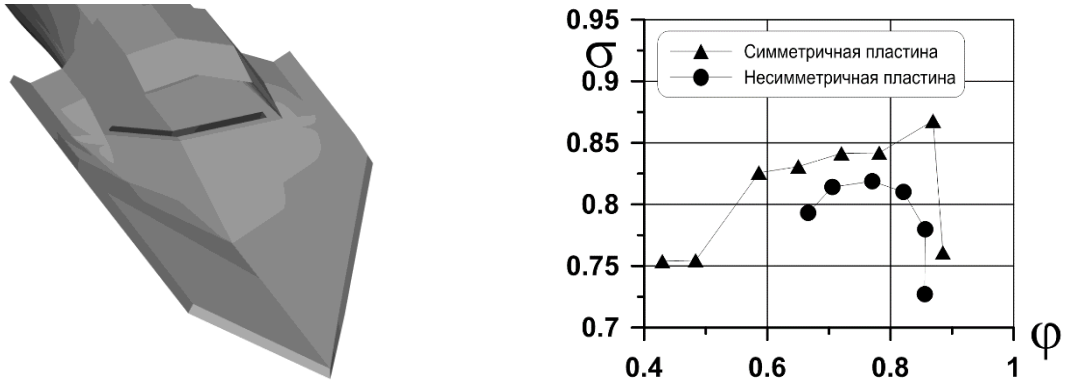
Анализ поведения других весовых характеристик модели, в том числе коэффициента момента тангажа, также подтвердил существенное уменьшения индукции стенок при выборе оптимальных параметров комбинированных границ потока.

Литература:
[1] A.I. Ivanov, E.V. Streltsov. Controlled boundary layer on the solid walls of wind tunnels: new approach to the boundary interference problem. Proc. of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2014),St. Petersburg, 2014.
[2] A.I. Ivanov, I.A. Kursakov, E.V. Streltsov. Application of the Controlled Boundary Layer Concept for the Wall Interference Reduction. Proc. of the 18th international conference on the methods of aerophysical research (ICMAR 2016), Perm, 2016.
[3] Sergey L. Chernyshev, Alexander I. Ivanov, EvgenyV.Streltsov, Anastasia O. Volkova, “Numerical and Experimental Research of New Methods for Wall Interference Reduction in Wind Tunnels of Transonic and Low Supersonic Velocities”, 6th European Conference on Computational Mechanics (Eccm 6), 7th European Conference on Computational Fluid Dynamics (Ecfd 7), 2018.
[4] Sergey L. Chernyshev, Alexander I. Ivanov, EvgenyV.Streltsov, Anastasiia O. Volkova, “Application of the combined boundaries to reduce wall interference for NACA 0012 airfoil tests” 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2018), 2018.

ИЗУЧЕНИЕ RANS/ILES МЕТОДОМ ВЛИЯНИЯ АСИММЕРИИ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ВХОДЕ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА

Р.Ш. Аюпов, Л.А. Бендерский, С.В. Глёкин, Д.А. Любимов, Д.Л. Мамышев, Н.А. Польняков
(ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва)

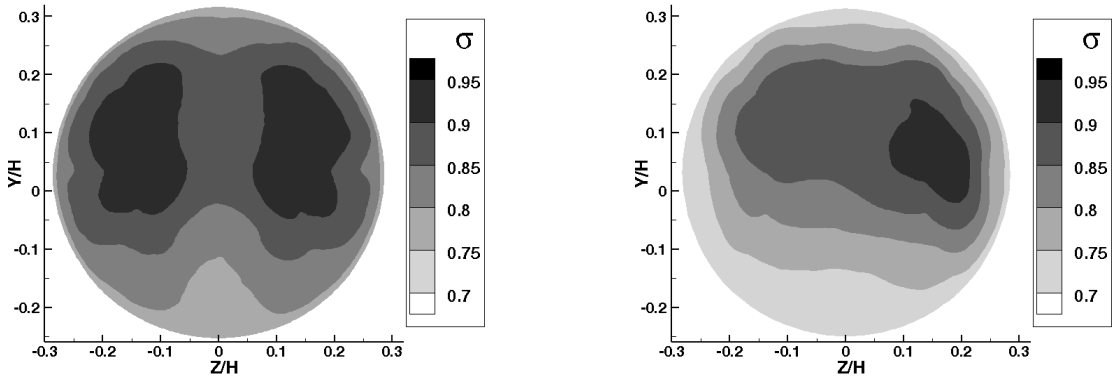
В данной работе с помощью комбинированного RANS/ILES-метода высокого разрешения [1] было исследовано течение в сверхзвуковом воздухозаборнике (ВЗ) (рис. 1а) с симметричным и несимметричным пограничными слоями на входе. Несимметричность поля течения на входе вызвана расположением ВЗ в месте соединения крыла и фюзеляжа, при котором в часть ВЗ поступает поток с толстым пограничным слоем, а часть – с тонким. Различный профиль пограничного слоя на входе в ВЗ создавался имитаторами планера в виде V-образной пластины, расположенным перед ВЗ. Несимметричный набегающий поток создавался имитатором, у которого один из углов пластины был скошен под углом 30° к плоскости симметрии ВЗ (рис. 1а). Расчёты проводились на многоблочных структурированных сетках, содержащих примерно 12.5 млн. ячеек. На рис. 1б показаны дроссельные характеристики для обоих вариантов имитатора при числе Маха набегающего потока M=1.9.



а) б)

Рис. 1. Общий вид ВЗ с несимметричным имитатором (а) и дроссельные характеристики (б).

При анализе результатов были получены характеристики пограничного слоя на входе в ВЗ, параметры неоднородности и турбулентные характеристики течения на выходе. Несимметричный профиль пограничного слоя на входе вызвал ухудшение характеристик ВЗ. Так в «угловой точке» дроссельных характеристик коэффициент сохранения полного давления σ уменьшился на 6.7%, а коэффициент расхода φ – на 5.5%, окружная и радиальная неравномерность возросли на 7.8% и 66% соответственно до значений $\Delta\sigma_0$=4.4% и $\Delta\sigma_R$=3.3%. На рис. 2 показаны поля σ в выходном сечении в «угловых точках» дроссельных характеристик для обоих имитаторов. Видно, что течение существенно изменилось, полное давление понизилось во всём сечении кроме небольшого участка со скошенной стороны пластины.



а) б)

Рис. 2. Поля коэффициента σ в выходном сечении ВЗ (а) – с симметричным имитатором; (б) – с несимметричным имитатором. Размеры отнесены к H – высоте входа ВЗ

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №18-08-00271

Литература:

1. Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений метод крупных вихрей. // ТВТ. 2012. Т 50. №3. С. 450–466.

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ ПЛЕНОЧНЫХ ДАТЧИКОВ ТЕРМОАНЕМОМЕТРА НА МОДЕЛИ ДУЖКИ В АДТ Т-128

С.А. Баранов, Г.Г. Гаджимагомедов, А.В. Ливерко, Г.Я. Масленников, О.В. Мотова, Д.С. Сбоев
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Одним из важных методов снижения аэродинамического сопротивления летательных аппаратов является ламинаризация несущих поверхностей. Большую роль в экспериментальных исследованиях проблем ламинаризации играет термоанемометрия. Этот метод позволяет изучить спектральный состав возмущений внешнего потока и пограничного слоя, а также надежно диагностировать его состояние. Однако в больших промышленных АДТ применение этого метода часто весьма затруднено. Затруднения связаны с высокой стоимостью экспериментов и отсутствием координатных устройств, что не позволяет проводить длительные измерения в пограничном слое. Наклеиваемые на поверхность модели пленочные датчики термоанемометра, чувствительные к пульсациям напряжения трения, несмотря на некоторые свои ограничения, являются наиболее удобными для использования в этих установках. В докладе обобщен опыт применения таких датчиков на модели прямого крыла в АДТ Т-128.

Эксперименты проводились при числах Маха от 0,2 до 0,79 и нескольких значениях единичного числа Рейнольдса. Распределения давления вдоль хорды модели характеризовались их эволюцией от эпюр с пиком разрежения в области до 25% хорды при малых M к полочным распределениям при M более 0,7. Использовалось до трех датчиков типа Dantek 55R47, наклеенных вблизи передней кромки модели на расстоянии 5, 15 и 25% хорды на полированную сталь поверхности. Они оказались вполне робастными, например, удалось отремонтировать один из вышедших из строя датчиков без разборки модели. Применялись термоанемометры постоянного сопротивления (ТПС) Dantek 55T30 с паспортным частотным диапазоном до 10 кГц. В некоторых случаях приводимые в работе результаты по переходу сравниваются с данными визуализации линии ламинарно-турбулентного перехода тепловизором.

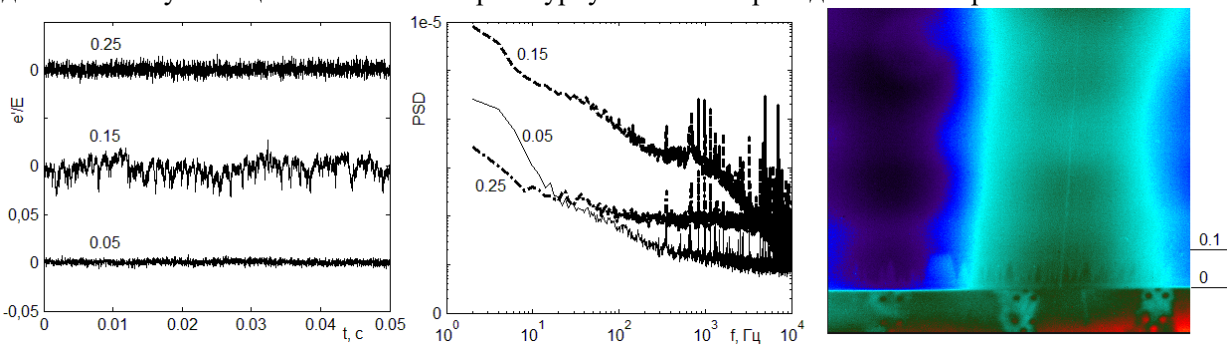


Рис. 1. Сигналы пленочных датчиков, их спектры и фрагмент визуализации (поток снизу вверх), угол атаки 0,125°, M = 0,5. Координаты датчиков и масштаб длины указаны в долях хорды

Эксперименты продемонстрировали, что из всех методов определения состояния пограничного слоя пленочные датчики термоанемометра являются наиболее надежными. Пример приведен на Рис. 1, где видно, что ламинарно-турбулентный переход произошел между 15% и 25% хорды, в то время как визуализация дала положение перехода 9%, а судить о состоянии пограничного слоя по сигналам высокочастотных датчиков Kulite в этом режиме работы АДТ оказалось невозможно. В тех случаях, когда это позволяла частотная полоса ТПС, удавалось регистрировать пакеты возмущений пограничного слоя. В частности было продемонстрировано, что в АДТ Т-128 на профиле имелся К-режим перехода. В некоторых пусках удавалось наблюдать процесс турбулизации течения в месте установки датчика непосредственно во время режима (длительность всех измерений составляла 20 с при постоянных значениях p_0, угла атаки и M). Это происходило вследствие изменения условий обтекания модели. Надежно регистрировались турбулентные пятна, возникающие в процессе перехода. В то же время, подтвердился очевидный факт, что для высокоскоростных течений характеристики имеющихся в ЦАГИ ТПС недостаточны и необходима более настойчивая работа по развитию в институте данного метода измерений.

ОСЛАБЛЕНИЕ СТАЦИОНАРНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ТРЕХМЕРНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ С ПОМОЩЬЮ МНОГОРАЗРЯДНОЙ АКТУАТОРНОЙ СИСТЕМЫ

С.А. Баранов, М.Д. Гамируллин, А.Ф. Киселев, А.П. Курячий, Д.С. Сбоев, С.Н. Толкачев, С.Л. Чернышев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В Центральном аэрогидродинамическом институте (ЦАГИ) был разработан способ повышения устойчивости течения в ламинарном трехмерном пограничном слое на стреловидном крыле путем ослабления поперечного течения с помощью объемного силового воздействия, оказываемого приповерхностными электрическими разрядами с диэлектрическим барьером (РДБ).

Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-124 Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ). Трехмерный пограничный слой на скользящей плоской пластине был организован применением криволинейной верхней и боковых стенок, имитирующих градиент давления, присутствующий на стреловидном крыле. Угол скольжения модели составляет 35°, размах 998 мм, хорда 2100 мм, толщина 20 мм. Модель выполнена из оргстекла. Её передний край имеет форму эллипса с большой полуосью 80 мм. Ось X ортогональна передней кромке модели, ось Z, направлена вдоль нее и ось Y ортогональна к поверхности модели. Начало координат расположено на передней кромке. Для управления течением в пограничном слое была изготовлена многоразрядная актуаторная система (МАС),

содержащая 44 плоских внешних электрода шириной 1 мм, высотой 50 мкм и расстоянием между активными кромками соседних электродов 7 мм. Два слоя диэлектрика (стеклотекстолита), разделяющие внешние, экранирующие и ускоряющий электроды имели общую толщину 1 мм. Внешние электроды перпендикулярны передней кромке пластины. Направленное вдоль нее объемное силовое воздействие МАС обеспечивалось в области с размерами по осям X и Z 186×310 мм. Область воздействия начиналась при X = 405 мм. Измерения скорости проводились двухниточным V-образным датчиком термоанемометра в области X = 616 мм.

При скорости потока в контрольном сечении рабочей части АДТ 19.7 м/с скорость у передней кромки составляла U_0 = 25.2 м/с. Эксперименты выполнены при заземленном ускоряющем электроде и подаче на внешние и экранирующие электроды МАС переменного напряжения отрицательной пилообразной формы (быстрое нарастание и линейное уменьшение) в двух режимах с амплитудой 4 кВ, частотой 10 кГц и 4.5 кВ, 12 кГц соответственно.

Исследования показали, что в экспериментальной конфигурации МАС приводит к уменьшению поперечной компоненты скорости в 1.5 раза в режиме 4 кВ, 10 кГц и в 2.2 раза в режиме 4.5 кВ 12 кГц. Это приводит к уменьшению амплитуды стационарных возмущений продольной компоненты скорости в 1.6 и в 1.9 раза соответственно и к смещению стационарных вихрей по трансверсальной координате. Наклон стационарных возмущений становится меньше. Воздействие на стационарные возмущения поперечной компоненты скорости более сложное – амплитуда уменьшается в 1.3 раза, максимум возмущений сдвигается ближе к поверхности модели, становится меньше длина волны при воздействии МАС в режиме 4.5 кВ 12 кГц.

Однако на пути к ламинаризации течения стоит препятствие в виде возбуждения возмущений в широком диапазоне частот, что способствует развитию бегущих вихрей неустойчивости поперечного течения, вторичных возмущений и приводит к ускорению ламинарно-турбулентного перехода.

ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМЫ СЕКЦИОНИРОВАННОГО ОТСОСА ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОЙ ИЗ СЕКЦИЙ В ПРИЛОЖЕНИИ ЛАМИНАРИЗАЦИИ ТРЕХМЕРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ

С.А. Баранов, А.Ф. Киселев, Д.С. Сбоев, С.Н. Толкачев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Система ламинаризации пограничного слоя с помощью отсоса является одной из наиболее эффективных, однако она не застрахована от отказов. Одним из возможных путей повышения её эффективности и надежности является использование секционированной системы отсоса. Данная работа направлена на сравнение процесса ламинарно-турбулентного перехода в нормальном режиме работы системы отсоса, и в случае выхода из строя одной из четырех секций отсоса, а также в аварийном режиме, когда скорость отсоса увеличивается в соседних секциях отсоса.

Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-124 Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ). Трехмерный пограничный слой на скользящей плоской пластине был организован применением криволинейной верхней и боковых стенок, имитирующих градиент давления, присутствующий на стреловидном крыле. Угол скольжения модели составляет 35°, размах 998 мм, хорда 2100 мм, толщина 20 мм. Модель выполнена из оргстекла. Её передний край имеет форму эллипса с большой полуосью 80 мм. Ось X ортогональна передней кромке модели и отсчитывается от неё. Модель оснащена ультраперфорированными секциями размером 484×32×0.49 мм. Перфорированная область панели имеет размер 460×9.5 мм. 20 рядов отверстий диаметром 80 мкм расположены в узлах квадратной сетки с ребром 0.5 мм. Средние позиции панелей отсоса были расположены в X = 304 мм; 404 мм; 504 мм; 654 мм.

Скорость свободного потока в эксперименте составляла U_{fs} = 28.6 м/с. Исследование структуры пограничного слоя проводилось методом термоанемометрии. В качестве базового был выбран режим скорости отсоса в отверстиях панелей 5.6 м/с. Были исследованы два аварийных режима, когда моделировалась неисправность одной всасывающей секции. Первый основан на увеличении скорости всасывания на соседней секции всасывания, второй – на всех остальных секциях.

Анализ данных показал достаточно большое различие в ламинаризующей эффективности панелей отсоса, вызванное большим расстоянием между ними. Для компенсации потери

эффективности ламинаризации при отключении одной секции требуется значительно увеличить скорость отсоса в соседних панелях, особенно на следующей, расположенной ниже по потоку (более чем в 2.5 раза). Другой стороной использования аварийного режима является изменение скорости ламинарно-турбулентного перехода, что усложняет задачу выбора параметров для оптимального отсоса в этом режиме.

ОЦЕНКА СКОСОВ В ЗОНЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ НА МОДЕЛЯХ ДОЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ В АДТ РАЗЛИЧНОГО РАЗМЕРА

В.А. Баринов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Исследования по индукции в АДТ проводятся в основном в области крыла. В работе [1] проведены исследования по оценке скосов в зоне крыла и ГО для допустимого соотношения размаха модели крыла и размера рабочей части АДТ-128.

В настоящей работе рассмотрены вопросы влияния крыла и стенок трубы на скосы в области ГО. Применен известный панельный метод [2]. Для несжимаемого потока рассмотрен простейший вариант прямоугольного крыла с несимметричным профилем, с удлинением λ=10, хордой b=0.2м, размахом $l_{кр}$ =2м, S=0.4м*м и $\lambda_{го}$=5, хордой с симметричным профилем $b_{го}$=0.15м, размахом 0.75м, $S_{го}$=0.1125м*м, $l_{го}$ - расстоянием между ¼ $b_{го}$ и принятым центром тяжести на 0.25*b, равным 0.9875м , так что $A_{го}$=($S_{го}$/ S)*($l_{го}$/ b)=1.389. Эти значения являются порядковыми величинами для моделей дозвуковых самолетов. Эта комбинация крыла и ГО расположена 1) - в безграничном потоке, 2)- в квадратной трубе 2.75м*2.75м и 3)- в квадратной трубе размером 2.3м*2.3м. Определяющим параметром можно считать отношение расстояния Δ от конца крыла до стенки трубы к хорде крыла Δ/b, равном для 1) ∞ , для 2)- 0.187 и 3)- 0.075.

Результаты расчетов Cy(a,$\varphi_{го}$), mz(a, $\varphi_{го}$) приведены на рисунке 1. По ним можно приближенно определить средние значения скосов в области ГО, рис.2. Знание скосов позволяет после измерения сил и моментов на модели с заданным отношением Δ/b определить силы и моменты на каждом из элементов – крыле и ГО, что необходимо для проведения последующей процедуры оценки аэродинамических характеристик самолета в условиях натурного полета в безграничном потоке.

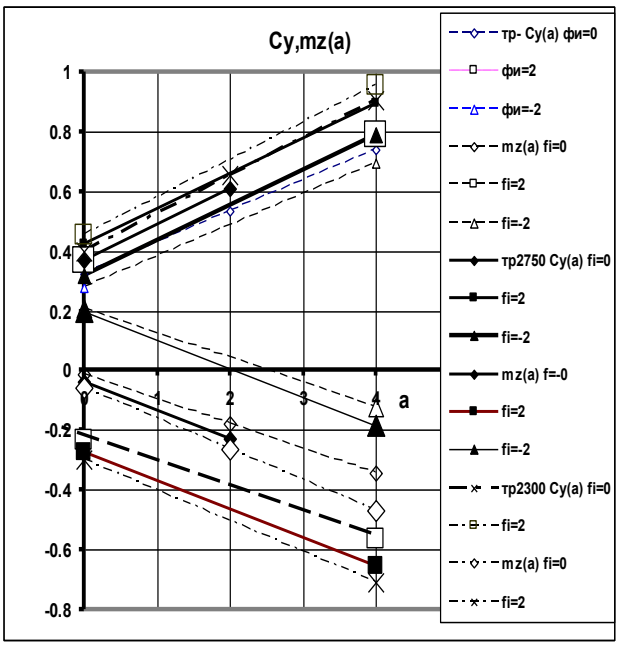


Рис. 1.

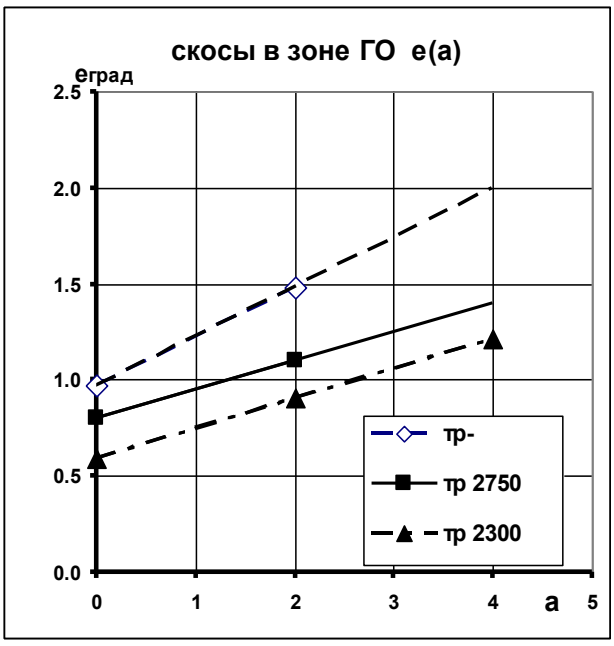


Рис. 2.

Литература:

1. Глазков С. А. Определение влияния стенок аэродинамической трубы на характеристики моделей при дозвуковых скоростях набегающего потока. 2013г. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук.
2. Свириденко Ю.Н., Инешин Ю.Л. Применение панельного метода с симметризацией особенностей к расчету обтекания самолета с учетом влияния струй двигателя // Труды ЦАГИ, 1996, Выпуск 2622, с. 41 – 53.

ЧИСЛЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ УПРУГИХ ПОПРАВОК К АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КОЭФФИЦИЕНТАМ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА.

А.К. Басов, М.М. Гончаров, Д.О. Лушкин (ПАО «Туполев», г. Москва)

Для получения упругих поправок к аэродинамическим коэффициентам самолетов использовался подход, предполагавший применение панельных методов для расчета аэродинамических нагрузок. Такой подход позволяет быстро и с приемлемой точностью получать упругие поправки к аэродинамическим коэффициентам в диапазоне малых углов атаки (на линейном участке). При сравнительно больших углах атаки могут возникать отрывные течения, которые приводят к потере линейности упругих поправок. Для получения нелинейных упругих поправок нельзя использовать существующий метод, так как панельный метод расчета аэродинамических нагрузок не учитывает отрывные течения.

Для получения упругих поправок на нелинейном участке была разработана специальная методика. Для определения аэродинамических нагрузок на планер использовались средства CFD-моделирования.

Полученные средствами CFD-моделирования распределенные параметры потока (коэффициент давления) интегрировались в серии контрольных сечений крыла для получения точки приложения и величины аэродинамической нагрузки в данном сечении. Затем по полученным аэродинамическим нагрузкам определялось напряженно-деформированное состояние крыла в виде линейного перемещения оси жесткости и изменения угла крутки крыла. По полученным данным строилась поверхность деформированного крыла, для которой находились распределенные параметры потока и упругие поправки. Циклы повторялись до получения приемлемой сходимости. Сходимость контролировалась по величинам упругих поправок и изменениям угла крутки крыла.

По описанной выше методике был проведен расчет упругих поправок к аэродинамическим коэффициентам стреловидного крыла для трех полетных чисел Маха и трех полетных весов в диапазоне нормальных перегрузок от -1,2 до 5,5. В процессе расчета было определено количество расчетных циклов, необходимое для получения результата приемлемой точности.

Полученные данные позволяют дать оценку упругим поправкам к аэродинамическим коэффициентам стреловидного крыла во всем диапазоне полетных чисел Маха, весов и перегрузок в первом приближении.

ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКЦИИ ЭЛЕКТРОДНОЙ СЕКЦИИ НА РЕСУРСНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МГД-КАНАЛА

Н.И. Батура, Н.Г. Журкин, Н.М. Колушов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)
В.А. Битюрин, С.С. Бычков, В.А. Грушин, Н.В. Третьякова (ОИВТ РАН, г. Москва)

Идея построить аэродинамическую трубу с МГД-ускорителем для создания высокоскоростных потоков газов возникла, когда на повестку дня были поставлены проблемы входа летательных аппаратов в плотные слои атмосферы. Как известно [1], применение МГД-ускорителя позволяет произвести прямое увеличение кинетической энергии потока, тем самым исключая задачу получения в форкамере газа при высоких давлениях и температурах. При этом только ускоритель Фарадея с секционированными электродами может рассматриваться как удовлетворяющий требованиям получения в одном пуске высоких чисел Рейнольдса, Маха и равновесного потока.

Одним из основных недостатков, присущих МГД-устройствам и затрудняющих их использование в технических целях, является разрушение в процессе работы электродов и межэлектродных изоляторов в результате действия дуговых разрядов [2]. В МГД-ускорителе дуги сносятся потоком к задним кромкам анодов и существуют там в продолжение длительного времени, разрушая как сам электрод, так и особенно прилегающую к нему область межэлектродного изолятора. Уменьшить эрозию электродных стенок можно, подобрав конфигурацию пары электрод-изолятор.

В настоящей работе представлены результаты исследований ресурса МГД-каналов с использованием электродных секций разной конструкции. Испытания были выполнены на стенде с магнитогазодинамическим ускорителем (СМГДУ) [3] в примерно одинаковых условиях эксперимента. В исходном варианте межэлектродные изоляторы устанавливались заподлицо с огневой поверхностью электродов, образуя аэродинамический гладкий контур проточной части [4]. В этом случае сторона изоляторов, обращенная к потоку, не была защищена от прямого

действия дуги. На следующем этапе было предложено установить изоляторы ниже уровня электродов, придав дну выемки в изоляционном материале цилиндрическую форму [5]. После 15 пусков такого канала не были обнаружены заметные следы разрушения электродных стенок, в то время как канал с гладкими изоляторами работал не более 5-7 пусков [6]. Дальнейшее повышение ресурса работы МГД-ускорителя было получено при монтаже электродов Т-образной формы, в значительной степени прикрывающих изоляторы от действия дуговых разрядов.

Следует отметить, что во всех представленных случаях аэродинамическая труба СМГДУ работала в течение 0,5-0,7 секунды, в то время как для ряда перспективных разработок требуется на порядок большее время существования высокоскоростного потока. Такой режим был реализован в канале с гладкими изоляторами, в котором медные электроды и боковые стенки охлаждались проточной водой. Продолжительность пуска была увеличена до 10 секунд [7]. Осмотр канала выявил следы разрушения изоляторов анодной стенки при незначительной эрозии электродов. Ожидается, что применение Т-образных электродов в водоохлаждаемом канале обеспечит не только длительные по времени пуски, но и существенно увеличит ресурс его работы.

Литература:
1. Алферов В.И. Современное состояние и потенциальные возможности аэродинамических труб с МГД-ускорением. ТВТ. 2000. Т. 38. №2. С. 321–334.
2. Ковбасюк В.И., Баранов Н.Н., Исэров А.Д., Климовский И.И. Возникновение межэлектродных дуг и электрические флуктуации в МГД-канале. ТВТ. 1977. Т. 15. №6. С. 1294-1302.
3. Алферов В.И., Дмитриев Л.М., Егоров Б.В. и др. К возможности воспроизведения в аэродинамических трубах параметров гиперскоростного потока и условий в камере сгорания ГПВРД. ТВТ. 2001. Т. 39. №5. С. 743–747.
4. Лабазкин А.П., Турчанникова Л.С., Швецов Б.А., Щербаков Г.И. Магнитогазодинамический канал. Патент SU 1741589. 1996.
5. Алферов В.И., Подмазов А.В., Тихонов В.С., Тихончук А.А., Столяров Ю.В. Магнитогазодинамический канал. RU 2387067. 2010. Бюл. №11.
6. Столяров Ю.В., Тихонов В.С., Тихончук А.А. Исследование МГД-канала с узкими межэлектродными канавками на анодной стенке. Отчет ЦАГИ. Инв. №4446 от 07.08.1990 г.
7. D.S Baranov, V.A Bityurin, A.N Bocharov, S.S Bychkov, V.A Grushin, N.V Tretyakova, N.I Batura, E.B Vasilevsky, N.G Zhurkin, N.M Kolushov. Flow characteristics in the water-cooled channel of the MHD accelerator // Journal of Physics: Conf. Series 1112 (2018) 012017.

СРАВНЕНИЕ ЧИСЛЕННЫХ СХЕМ ПОВЫШЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ ДЛЯ УРАВНЕНИЯ ПЕРЕНОСА

С. Бахнэ (ФАЛТ МФТИ, г. Жуковский), А.И. Трошин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Численные свойства разностных схем играют существенную роль при использовании методов моделирования крупных вихрей (LES) [1]. Противопоточные схемы, традиционные для стационарных RANS-расчетов, оказываются слишком диссипативными. Чаще всего в области разрешенных турбулентных движений применяются центрально-разностные схемы, обладающие более высоким пространственным разрешением. Однако не во всех случаях они дают устойчивое решение. Данная работа посвящена анализу устойчивости и диссипативности нескольких схем такого типа для линейного уравнения переноса $u_t + au_x = 0$.

Рассматриваются три центрально-разностные схемы: 3-точечная 2 порядка аппроксимации, 5-точечная 4 порядка, а также результат симметризации схемы WENO5 [2] с оптимальными весами. Установлено, что последняя схема совпадает с центрально-разностной аппроксимацией 6 порядка. Кроме этого, для сравнения рассмотрены классические противопоточные схемы 1 и 2 порядков и два варианта WENO5.

Для аппроксимации по времени взяты три явные схемы семейства Рунге-Кутты: одношаговый метод Эйлера, двухшаговый модифицированный метод Эйлера и трехшаговый метод Хойна. Установлено, что из этих трех методов центрально-разностные аппроксимации устойчивы только с методом Хойна. Противопоточные схемы, в свою очередь, устойчивы с любой из рассмотренных аппроксимаций по времени. Расчеты задачи о переносе прямоугольного импульса (рис. 1) подтвердили эти результаты. При этом центрально-разностная схема 4 порядка оказалась лучше, чем схема 2 порядка, по уровню немонотонности решения в окрестности больших градиентов. Обнаружено, что обе схемы порождают высокочастотные паразитные возмущения, бегущие против направления конвекции. Этим свойством можно пользоваться для возбуждения начальной неустойчивости течения в LES-расчетах. Центрально-

разностная схема 6 порядка аппроксимации не дала существенных преимуществ над схемой 4 порядка.

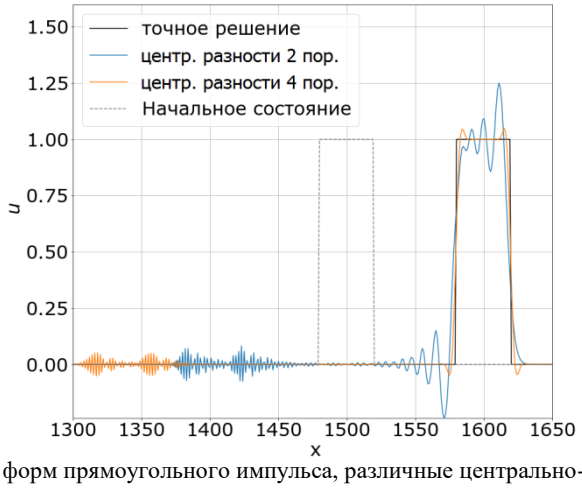


Рис. 1. Сравнение форм прямоугольного импульса, различные центрально-разностные схемы

Помимо прямоугольного импульса, были рассмотрены функции различных классов гладкости. В каждом случае найден порядок сеточной сходимости решения по двум нормам. Сделаны выводы о точности рассмотренных схем и даны рекомендации по их применению в LES-расчетах.

Литература:
1. А.В. Гарбарук. Современные методы расчета турбулентных течений // Моделирование турбулентности. 2016. URL: http://cfd.spbstu.ru/agarbaruk/lecture/modern_methods
2. R. Zhang, M. Zhang, C.W. Shu. On the order of accuracy and numerical performance of two classes of finite volume WENO schemes // Communications in Computational Physics, Vol. 9, No. 3, 2011. pp. 807-827.

ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНЦЕПЦИЯ ДЕМОНСТРАТОРА ТЕХНОЛОГИЙ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА НА БАЗЕ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДЕЛА ПО ПРОЕКТУ ЛЕГКОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ДЕЛОВОГО САМОЛЕТА

И.Г. Башкиров, Д.И. Гилязев, В.С. Горбовской, А.А. Дементьев, А.К. Иванюшкин, А.В. Кажан, В.Г. Кажан, Е.В. Карпов, Н.В. Седова, Л.Л. Теперин, А.Н. Шаныгин, А.В. Шенкин
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В ЦАГИ разработана и исследована техническая концепция легкого 6-ти местного сверхзвукового делового самолета (ЛСДС) [1]: взлётный вес до 22тс при дальности более 7000км с крейсерским числом М=1.8, приемлемый для полёта над населённой местностью уровень звукового удара, допустимый уровень шума в районе аэропорта. Получены следующие результаты:

1. В расчетно-экспериментальных исследованиях подтверждён высокий уровень аэродинамического совершенства самолета (значение K_{max}>7.5 при М=1.8).
2. Металло-композитная конструктивно-силовая схема самолёта при использовании существующих конструкционных материалов и технологий изготовления обеспечивает высокий уровень весового совершенства конструкции (относительный вес менее 22%).
3. Запасы устойчивости и динамические характеристики самолета с СДУ, запас момента тангажа на пикирование, величины m_y^{β} на сверхзвуковых режимах полета, эффективность органов поперечно-путевого управления обеспечиваются на приемлемом уровне. Потребные величины шарнирных моментов основных органов управления умеренные.
4. В расчетных условиях аэродинамическая компоновка обеспечивает как безопасный уровень перепада давления в головном скачке (ΔP = 32 Па), так и приемлемый уровень громкости (менее 65 dBA).
5. Разработан нерегулируемый сверхзвуковой конвергентный воздухозаборник и его компоновка на верхней поверхности планера [2]. Впервые показана возможность обеспечения при верхней компоновке нерегулируемого ВЗ при крейсерском числе М=1,8 и угле атаки α=4° величины коэффициента восстановления полного давления на уровне стандартного значения ($\nu_{ст}$ = 0,905) при высоком уровне газодинамической устойчивости работы как ВЗ, так и силовой установки. Характеристики ВЗ подтверждены в экспериментальных исследованиях в аэродинамических трубах.

6. Разработано плоское регулируемое сопло с системой шумоглушения для двигателей с малой степенью двухконтурности (m<1). Расчётные исследования методами высокого порядка и экспериментальные исследования сопла в аэродинамических трубах ЦАГИ показали приемлемый уровень потерь тяги как в крейсерском полёте (менее 2.5%), так и на режиме шумоглушения на взлёте и посадке (менее 8%). На стенде ЦИАМ подтверждена возможность снижения шума по сумме 3-х контрольных точек на 15...20 EPNdB по сравнению с осесимметричным соплом.

Полученный НТЗ позволяет начать создание самолета-демонстратора для подтверждения в натурных условиях готовности комплекса технологий для создания ЛСДС (уровня звукового удара, выполнения норм по шуму в районе аэропорта, высокого уровня аэродинамических характеристик, устойчивости и управляемости на всех режимах полёта, управления положением центра тяжести в полёте, малого относительного веса конструкции тонкого крыла в условиях аэродинамического нагрева с обеспечением требуемой жёсткости, высокого уровня коэффициента восстановления давления надкрыльевого сверхзвукового воздухозаборника), а также для отработки в полётах способов получения минимальной громкости ЗУ с устойчивой эпюрой избыточного давления с нарастанием.

Проработан облик и выполнены оценки летно-технических характеристик демонстратора технологий с силовой установкой на базе бесфорсажной модификации серийного двигателя РД-93Б с нижней коробкой самолётных агрегатов. Сформирован план работ по созданию демонстратора технологий сверхзвукового делового самолета к 2022…2023 г.

Литература:
1. Гилязев Д.И., Кажан А.В., Кажан В.Г., Прысев Б.Ф. Расчетно-экспериментальные исследования аэродинамической компоновки легкого сверхзвукового делового самолета. // Материалы XXVII Научно-технической конференции по аэродинамике, 2016 г., стр. 78.
2. Гилязев Д.И., Иванюшкин А.К., Кажан А.В., Кажан В.Г., Карпов Е.В., Новогородцев Е.В. Расчетно-проектные исследования трапециевидного воздухозаборника в верхней компоновке на легком сверхзвуковом деловом самолете. В сб.: Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике, 2018г., ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского, с.97-98.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К МАССОВО-ИНЕРЦИОННЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ МОДЕЛЕЙ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩИХ ВЕРТОЛЕТНЫХ ВИНТОВ ИЗ ПКМ В УСЛОВИЯХ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ

В.К. Белкин, В.Д. Вермель,Ю.Ю. Евдокимов, И.В. Трифонов, А.В. Усов
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Важную роль в решении задачи создания перспективных вертолетов различного назначения играет рациональный выбор аэродинамической и упруго-массовой компоновки несущего винта.

Выработка рекомендаций по аэродинамической и упруго-массовой компоновке лопастей несущих винтов включает в себя как большой цикл расчётных исследований, так и экспериментальную проверку правильности принятых конструктивных решений. В ходе эксперимента в аэродинамической трубе определяются аэродинамические, акустические характеристики модели несущего винта, шарнирные моменты лопастей, прогнозируемый уровень вибраций. Экспериментальные исследования дают достоверные результаты только при соблюдении геометрического, кинематического и динамического подобия модели и натуры. В числе наиболее значимых характеристик, точность воспроизведения которых, наряду с геометрическими, определяет адекватность моделирования натурных лопастей, являются массово-инерционные характеристики. Именно они в значительной степени определяют маховые движения лопастей, устойчивость и характеристики флаттера, в конечном итоге подобие аэродинамических характеристик.

К настоящему времени отработаны типовые конструкции моделей лопастей несущих винтов и технология их изготовления [1] из полимерных композиционных материалов, сменивших металлические.

В общей сложности конструкция лопасти включает в себя более 300 деталей, основная часть которых представляет собой раскроенные листовые тканевые материалы, пропитанные полимерным связующим.

Погрешности массы и ее распределения по оси лопасти, наряду с погрешностями геометрических характеристик, зависят от возможных отклонений от номинальных значений

плотности связующего и его количества в формуемых деталях, размеров и массы пакетов угольного или стеклонаполнителя, слои которого также могут различаться по толщине и обуславливать, соответственно погрешности массы изготавливаемых деталей, превышающие характерные для металлических материалов. Получаемый в результате рост массы базовых деталей лопасти и нарушение ее распределения может обусловить необходимость не запланированной корректировки конструкции с целью ее облегчения и повторного изготовления. Соответственно возрастают время и затраты на изготовление модели.

Накопленный авторами опыт изготовления в течение ряда лет динамически подобных свободно-штопорящих аэродинамических моделей самолетов [2], а также более 10 комплектов моделей лопастей несущих вертолетных винтов из ПКМ (4-6 лопастей в комплекте) для испытаний в Т-104 и на гоночной площадке, позволил получить необходимый массив статистической информации для оценки вероятного роста массы изготавливаемых моделей лопастей. На этой основе выделяются детали, точность изготовления которых в наибольшей степени влияет на возможное увеличение массы лопасти и к изготовлению которых должны предъявляться наиболее высокие требования. Определяется величина запаса по массе, который целесообразно закладывать при конструировании для обеспечения, за счет применения балансировочных грузов, выполнения требования технического задания по массе лопасти и ее распределению по радиусу.

Литература:
1. А.А. Горский, Ю.Ю. Евдокимов, И.В. Трифонов, А.В. Усов, Конструирование и изготовление аэродинамических моделей лопастей несущих винтов вертолетов для аэродинамических испытаний в АДТ Т-104 и на гоночной площадке. Труды ЦАГИ, вып.2757, 2017.
2. Ю.Ю. Евдокимов, И.В. Трифонов, А.В. Усов. Влияние производственных погрешностей изготовления деталей из полимерных композиционных материалов на массовые характеристики динамически подобных моделей. Труды ЦАГИ, №2757, 2017.

ИССЛЕДОВАНИЯ ДВУХКОНТУРНОГО ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ СВЕРХЗВУКОВОГО ДЕЛОВОГО САМОЛЕТА С ДВИГАТЕЛЕМ ИЗМЕНЯЕМОГО ЦИКЛА

В.Г. Белова, В.А. Виноградов, Д.В. Комратов, В.А. Степанов
(ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва)

В данной работе приведены результаты выбора и проектирования двухконтурного автозапускаемого фиксированной геометрии воздухозаборника (ДКВЗ), предназначаемого для силовой установки (СУ) легкого делового (административного) сверхзвукового самолета (СДС) с двигателем изменяемого цикла (ДИЦ) на крейсерском режиме полета, число Маха M = 1.8 и угол атаки $\alpha = 2°$.

Разработан конструкторский проект модели ДКВЗ на основе одноконтурного входного устройства (ОКВЗ) с использованием разделителя потоков с целью улучшения параметров потока и уменьшения неравномерности полного давления на входе в турбореактивный двигатель (ТРД). Разделитель потока устанавливается в выходном сечении дозвукового диффузора ОКВЗ и делит дозвуковой канал по площади в пропорции 70 (внутренний канал) к 30 (внешний канал). Внутренний поток представляет собой основную часть равномерного потока, которая идет на вентилятор ДИЦ и далее в такт ТРД. Внешний поток по периферии попадает во внешний контур ДИЦ, который направляется по каналам в сопло и вспомогательные узлы (рис.1).

Проведены расчетные исследования течения в ОКВЗ и ДКВЗ при числе Маха на входе M=1.8 на режимах с дросселированием течения и без дросселирования. Расчеты проводились с использованием программного пакета ESI Group CFD – ACE+, позволяющего рассчитывать пространственные вязкие трехмерные турбулентные течения газа в процессе установления по времени с помощью интегрирования осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS).

Численное исследование газодинамических характеристик ВЗ показало, что σ_{max} во внутреннем канале ДКВЗ возрастает на 4 ÷ 5 % при сравнении с ОКВЗ, а φ снижается на 5 ÷ 6 %. При этом неравномерность полного давления $\Delta\sigma$ во внутреннем канале ДКВЗ уменьшается на 20% по сравнению с ОКВЗ.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 18-08-00271.

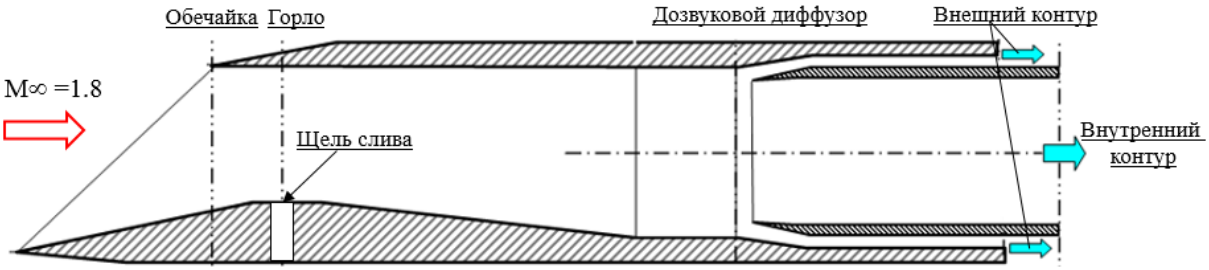


Рис. 1. Схема ДКВЗ на основе ОКВЗ с разделителем потока

ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУХОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА СВЕРХЗВУКОВОГО ДЕЛОВОГО САМОЛЕТА ПРИ ИМИТАЦИИ ВОЗМУЩЕНИЙ

В.Г. Белова, В.А. Виноградов, Д.В. Комратов, В.А. Степанов
(ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва)

Перспективным направлением развития гражданской авиации в настоящее время является разработка скоростных сверхзвуковых самолетов. Несмотря на ряд экологических проблем при проектировании подобных транспортных средств, известно немало в том числе и зарубежных работ по исследованию возможных концепций и схем летательных аппаратов для деловой авиации.

Наряду с исследованиями зарубежных специалистов также ведутся работы в РФ по разработке сверхзвукового делового самолета (СДС), предложенного ЦАГИ [1]. Одним из важных вопросов при разработке воздухозаборного устройства (ВЗ) является интеграция с планером летательного аппарата.

Ранее [2] были рассмотрены различные ВЗ и подобрана концепция шестиугольного при виде спереди воздухозаборного устройства (рис.1). Проведен ряд испытаний на режимах крейсерского полета при M = 1.8, а также численное моделирование расчетными пакетами с RANS подходом.

Следующим этапом разработки требуется исследование характеристик ВЗ в условиях установки на планер ЛА. Устанавливаемое сверху на крыло в корневой его части воздухозаборное устройство имеет на входе неоднородное и неравномерное течение, обусловленное захватываемым пограничным слоем с фюзеляжа ЛА и крыла.

В ходе подробного численного анализа внешнего течения вблизи ЛА получены характеристики потока во входном сечении ВЗ, на основании которых разработаны несколько возможных геометрий имитатора, необходимых для моделирования возмущений в ходе испытаний. Разработанная на основе численного подхода конструкция имитатора прошла испытания в аэродинамической трубе, подтвердив требуемые моделируемые характеристики.

В результате испытаний получены характеристики воздухозаборного устройства с имитатором (рис. 2) при различных степенях дросселирования и крейсерском режиме полета M = 1.8 в условиях набегающего неоднородного потока от фюзеляжа и крыла.



Рис. 1. Экспериментальная модель ВЗ

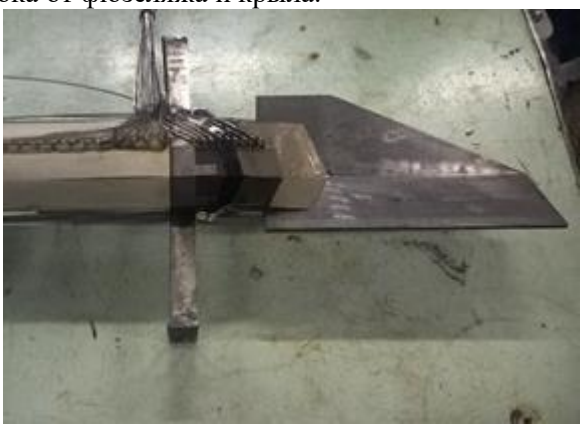


Рис. 2. Экспериментальная модель с имитатором

Литература:

1. Кажан В.Г., Дунаевский А.И., Косушкин К.Г., Поляков А.В., Теперин Л.Л. «Концепция легкого сверхзвукового административного самолета», в кн. Проблемы создания перспектив авиационно-космической техники. Москва, Физматлит, 2005г.

2. Виноградов В.А., Степанов В.А., Мельников Я.А. «Исследование характеристик плоского и пространственного входных устройств сверхзвукового пассажирского самолета», Ученые записки ЦАГИ, №2, 2015 г.

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА И РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СКОРОСТНОГО БПЛА ТОЧЕЧНО-НАКЛОННОГО ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ С ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

А.В. Бельчихина, Д.И. Гилязев, А.В. Кажан, В.Г. Кажан (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Важным направлением развития Арктической зоны России, характеризующейся большими расстояниями и неустойчивой погодой с сильными ветрами, является оперативное информационное обеспечение и срочная доставка малых (до 200 кг) грузов.

Для решения этой задачи сформирована концепция и выполнены оценки характеристик скоростного многоцелевого беспилотного ЛА безаэродромного базирования. Проведенные проработки показали, что наиболее рационально применение аэродинамической схемы «летающее крыло» малого удлинения с большой относительной толщиной профилей крыла.

В качестве силовой установки предложено применение гибридной схемы, включающей:

- подъёмно-маршевый ТРДД малой тяги с поворотным соплом и надкрыльевым воздухозаборником;
- подъёмные вентиляторы с электроприводом;
- аккумуляторы с запасом электроэнергии на 1.5…2 мин., достаточным для осуществления взлёта и посадки.

Проведенные предварительные исследования гибридной силовой установки в ФГУП «ЦИАМ» показали реализуемость предлагаемой технической концепции ЛА.

Отметим, что работа подъемных вентиляторов создает дополнительное разрежение на верхней поверхности крыла, что дает существенный вклад в вертикальную составляющую тяги вентилятора, особенно при малых скоростях набегающего потока.

Для исследования особенностей обтекания аэродинамической компоновки с работающей силовой установкой, а также оценки суммарных аэродинамических характеристик проведены расчетные исследования в широком диапазоне скоростей, углов атаки и режимов работы силовой установки. Расчетные исследования вязкого обтекания проводились с использованием программного комплекса ANSYS CFX с применением SST-модели турбулентности. Для имитации работы силовой установки использовался метод «активного диска» с заданием отрицательного перепада статического давления перед подъёмным вентилятором и на входе в подъёмно-маршевый двигатель и полного давления и полной температуры газа за вентилятором и на выходе из маршевого двигателя.

Проведенные расчетные исследования показывают возможность обеспечения балансировки для вертикальной посадки и короткого взлета скоростного БПЛА.

Полученное в расчетах значение максимального аэродинамического качества компоновки в крейсерской конфигурации при M=0,7 составляет K_{max}~12. Показана возможность обеспечения дальности полета более 2000 км при скорости 700…800 км/час при точечно-наклонном взлете и посадке.

НОВЫЙ ОБЛИК ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

И.В. Беляев, Б.С. Замтфорт (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

В работе рассмотрены возможности повышения к.п.д. вентилятора двигателя сверхзвукового делового/пассажирского самолета (СДС/СПС). Показано, что возврат к 2х-ступенчатому вентилятору классической схемы с той же степенью повышения полного давления в вентиляторе ($\pi_в$) позволяет получить больший к.п.д.(≈ до 5-7%). В работе в первом приближении было спроектировано три варианта 2-х ступенчатого вентилятора классической схемы вместо исходного 1-ступенчатого с соблюдением всех требований к его акустике (соотношения чисел лопаток РК и СА, осевых зазоров и т.д.). Все вентиляторы (2-х ступенчатые и исходный 1-ступенчатый) были рассчитаны на $\pi_{в\Sigma}$=1,76 на взлетном режиме. Варианты 2-х ступенчатого вентилятора отличались только распределением $\pi_{в\Sigma}$ между 1-ой и 2-ой ступенями: I вариант: $\pi_{в1}$=1,5, $\pi_{в2}$=1,173; II вариант: $\pi_{в1}$=1,4, $\pi_{в2}$=1,257; III вариант: $\pi_{в1}$=$\pi_{в2}$=1,327. Результаты проведенных расчетов показывают, что по сумме уровней шума в трех контрольных точках переход от 1-ступенчатого вентилятора на 2-х ступенчатый позволяет снизить уровни шума в незаглушенном вентиляторе на 4,5 – 6,2 EPNдБ. Такой сильный эффект объясняется тем, что

получить $\pi_в$=1,76 в одной ступени с высоким к.п.д. очень сложная аэродинамическая задача, т.к. ступень является явно перегруженной и генерирует высокие уровни шума; в тоже время ступени с $\pi_в$=1,4 – 1,33 будут иметь хорошие как аэродинамические, так и акустические характеристики. Эффективной является и интегральная компоновка двигателя на самолете: экранирование шума вентилятора фюзеляжем и крыльями и снижение уровня его шума в нестандартно длинных воздухозаборном и наружном каналах со звукопоглощающими конструкциями (ЗПК). Показано, что для двигателя СДС/СПС целесообразно использовать 2-х ступенчатый вентилятор вместо исходного 1-ступенчатого. Представленные результаты были получены в начале 2016г. и опубликованы например в [1]. Позднее в работах [2] и [3] появились публикации о разработках фирмой GE проекта двигателя Affinity с 2-х ступенчатым вентилятором для СДС Aerion AS2 (см. рис.1).



Рис. 1. Двигатель фирмы GE Affinity

Эти работы полностью подтверждает выводы работы [1] и являются следующим практическим шагом в реализации проекта двигателя для СДС/СПС.

Литература:
1. Замтфорт Б.С. Авиационная акустика и закон «отрицания-отрицания // Международная научно-техническая конференция «Динамика и виброакустика машин». Самара 2016.
2. George F. “Supersonic Aerion Selects GE Engine” // ShowNews. Aviation Week Network May 22, 2017.
3. Phelps M. “Aerion Unveils Stage 5 GE Affinity Engine for Supersonic AS2” // AIN online October 15, 2018.

ОЦЕНКА ДОПУСТИМОЙ СКОРОСТИ СТРУИ ПЕРСПЕКТИВНОГО СПС, НЕОБХОДИМОЙ ДЛЯ ДОСТИЖЕНИЯ ДЕЙСТВУЮЩИХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ НОРМ ПО ШУМУ НА МЕСТНОСТИ

И.В. Беляев, Б.С. Замтфорт, В.Ф. Копьев, В.Ф. Самохин, Г.А. Фараносов
(НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

Цель работы состояла в исследовании шумового воздействия СПС на взлетно-посадочном цикле, рассматривая шум струи в качестве доминирующего источника и предполагая, что другие источники существенно заглушены. Обоснованием такого подхода является то, что сверхзвуковые самолеты имеют для данной максимальной взлетной массы (MTOW) бо́льшую тяговооруженность, чем аналогичные по массе дозвуковые самолеты, тогда как степень двухконтурности двигателей СПС меньше, чем для двигателей современных дозвуковых самолетов. Применение интегрированной компоновки СПС и расположение двигателей над крылом (планером) позволяет значительно снизить источники шума, связанные с вентилятором и камерой сгорания, за счет эффекта экранирования и установки звукопоглощающих конструкций (ЗПК) с большими площадями. Однако существенного подавления шума реактивной струи с помощью каких-либо существующих методов достичь не удается [1].

Следовательно, прежде чем рассматривать параметры пассивного подавления основных источников шума, необходимо оценить максимальную скорость струи с точки зрения общего шума в сертификационных точках, соответствующих Главе 14 Тома I Приложения 16, применяемой для дозвуковых самолетов. Для более высоких скоростей струи нет причин исследовать новые технологии для снижения шума вентилятора, поскольку уровни шума самолета уже превысят нормы Главы 14.

Данная работа продолжает предыдущие исследования по шуму сверхзвуковых самолетов [2, 3]. Рассматриваются три концепции СПС с различным числом двигателей и различными MTOW: 2-двигательный СПС с MTOW=56 т, 3-двигательный СПС с MTOW=55 т и 4-двигательный СПС с MTOW=132 т, для которых определялись максимальные скорости струи двигателя, позволяющие СПС удовлетворить требованиям Главы 14. Скорость струи изменялась с помощью увеличения диаметра сопла при сохранении тяги постоянной. Для оценки шума струи использовалась многопараметрическая база данных по шуму струй [4]. При расчете шума на местности учитывалось затухание в атмосфере, отражение от земли, допплеровский сдвиг и боковое затухание. Была рассмотрена стандартная процедура взлета. Так как тяга двигателей сохранялась постоянной, предполагалось, что траектории полета СПС при взлете и наборе

высоты не меняются при изменении скорости струи. В качестве шума СПС на посадке был взят максимальный уровень шума, допустимый Главой 14 для самолета с данной MTOW.

Было получено, что при учете только шума струи, 2-двигательный СПС превышает нормы Главы 14 на величину 3 EPNдБ, а 3-двигательный СПС превышает нормы Главы 14 на величину 0.3 EPNдБ. Для 4-двигательного СПС оказалось, что при учете только шума струи он и в базовом варианте удовлетворяет нормам Главы 14 с запасом 1.4 EPNдБ. Были определены диаметры сопел и соответствующие скорости струи, при которых 2-двигательный и 3-двигательный СПС удовлетворяют нормам Главы 14.

Таким образом, рассмотренные скорости струй, характерные для современных двигателей СПС, позволяют соответствовать Главе 14 либо непосредствен, либо после небольших изменений. Поэтому исследование технологий и методов подавления шума вентилятора (вперед и назад), камеры сгорания и т.д. имеет огромное значение. Дальнейший и более детальный анализ имеет решающее значение для понимания возможности достижения Главы 14 для сверхзвуковых самолетов. Будущая работа должна охватывать различные концепции СПС с использованием новых технологий снижения шума.

Литература:
1. J.E. Bridges. Acoustic Measurements of Rectangular Nozzles With Bevel // 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 04 - 06 June 2012, Colorado Springs, CO, USA, AIAA Paper 2012–2252.
2. J. Berton, S. Jones, J. Seidel, D. Huff. Noise predictions for a supersonic business jet using advanced take-off procedures // The Aeronautical Journal, 2018, V, 122 (1250), pp. 556-571.
3. Ю.В. Медведев, Б.С. Замтфорт, В.Ф. Самохин, В.Ф. Копьев. Расчетное исследование уровня шума в сертификационных точках для СДС нового поколения // Тезисы докладов Пятой открытой всероссийской (XVII научно-технической) конференции по аэроакустике, 25-29 сентября 2017, с. 59-60.
4. G.A. Faranosov, V.M. Goloviznin, S.A. Karabasov, V.G. Kondakov, V.F. Kopiev, M.A. Zaitsev. CABARET method on unstructured hexahedral grids for jet noise computation // Computers & Fluids, 2013, V.88, pp.165-179.

ПРИМЕНЕНИЕ RANS/ILES МЕТОДА ДЛЯ АНАЛИЗА ВОЗДЕЙСТВИЯ СИНТЕТИЧЕСКИХ СТРУЙ НА ОСНОВЕ ГАЗОВОГО РАЗРЯДА НА ОТРЫВНОЕ ТУРБУЛЕНТНОЕ ТЕЧЕНИЕ В МОДЕЛЬНОМ ДИФФУЗОРЕ

Л.А. Бендерский, Д.А. Любимов, А.Ю. Макаров, А.А. Терехова
(ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва)

Для расчетов турбулентных течений в дозвуковом диффузоре был использован RANS/ILES метод высокого разрешения [1]. Расчеты проводились для прямоугольного диффузора с отношением площади входа в диффузоре к площади выхода 1:2. Диффузорная часть была образована прямолинейной наклонной нижней стенкой, которая сопрягалась с прямолинейными участками с помощью дуг окружностей. Угол наклона стенки составлял 15°. Высота входа в диффузор $H_{in} = 75$ мм, ширина диффузора $1.33H_{in}$, высота выходного сечения была $2H_{in}$ (рис. 1). Расчеты выполнялись на структурированной сетке которая содержала 16.8×10^6 ячеек. К диффузорной части канала были пристыкованы прямоугольные участи длиной 3-5 высот соответствующего сечения. Это позволило использовать приближенные граничные условия на входе и выходе из расчетной области и уменьшить их влияние на течение в самом диффузоре, в частности, на выходе из него. На входе в канал задавались полные параметры: давление $P_{0in} = 101330$ Па и температура $T_{0in} = 288.2$ К, число Маха на входе было 0.41. Число Рейнольдса рассчитывалось по высоте входного сечения H_{in} и составляло 6.4×10^5. На выходе из расчетной области задавалось статическое давление $P_{out} = 96425$ Па.

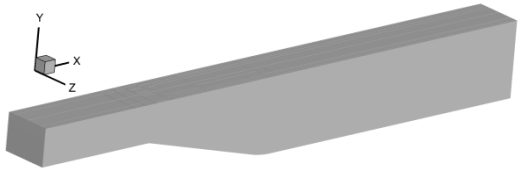


Рис. 1. Общий вид расчетной области

Для управления течением были использованы генераторы синтетических струй электроразрядного типа. Их работа сводится к мгновенному выбросу горячего воздуха с большой скоростью за счет кратковременного разряда, при этом температура в полости генератора резко повышается. Интервалы между импульсами существенно больше, чем продолжительность импульсов (рис. 2а). На рис. 2б видно, что в канале имеется большая отрывная зона. На части границы, соответствующей щелям для выхода струй, компонента скорости и полные параметры потока менялись с течением времени, в соответствии с расчетом, проведенным с помощью URANS для определения параметров течения на выходе из генератора

с тепловыделением [2]. Использование граничного условия на части стенки канала, соответствующей щелям для выхода струй, позволяет избежать затратного расчета течения в генераторе синтетических струй. Щели для выхода высокоскоростных синтетических струй располагались на нижней наклонной стенке диффузора. Струи выдувались по нормали к стенке. Влияние синтетических струй показано на рис. 2в. Видно, что они позволили полностью убрать отрыв на нижней стенке диффузора.

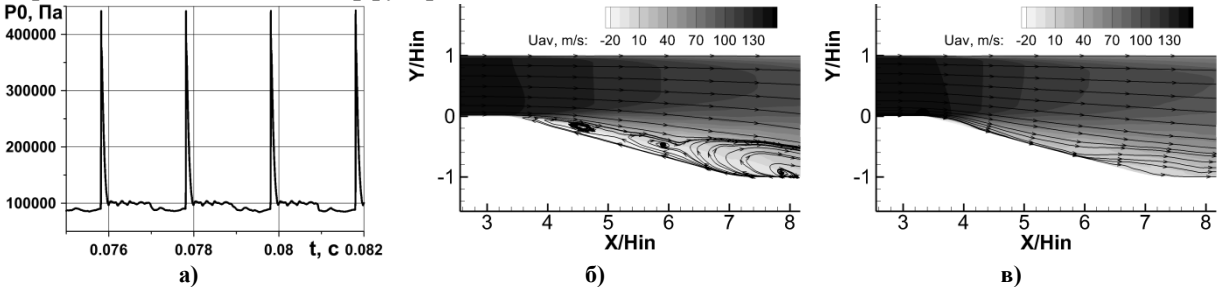


Рис. 2. а) – зависимость от времени полного давления в генераторе синтетических струй, поля осредненной продольной скорости и проекций линий тока в сечении диффузора Z/Hin = 0, б) – без струй, в) – со струями

Наличие высокоскоростных синтетических струй существенно уменьшает отрывную зону на нижней стенке диффузора. Коэффициент восстановления полного давления увеличивается на 1%. Относительно предыдущего варианта потери уменьшаются на 25%.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №18-08-00271

Литература:
1. Д.А. Любимов Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений методом моделирования крупных вихрей // ТВТ. 2012. Т. 50. № 3. С. 450-466.
2. В.Г. Белова, В.А. Степанов. Исследование газодинамических закономерностей образования и распространения сверхкритических синтетических струй. XX международная школа-семинар «модели и методы аэродинамики». Крым, г. Евпатория, 4-11 июня 2018 г.

АНАЛИЗ RANS/ILES МЕТОДОМ ВЛИЯНИЯ СИСТЕМЫ СЛИВА НА ТЕЧЕНИЕ И ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЗУ С ПРОСТРАНСТВЕННЫМ ТОРМОЖЕНИЕМ ПОТОКА, ИНТЕГРИРОВАНОГО С ПЛАНЕРОМ СДС

Л.А. Бендерский, Д.А. Любимов, Н.А. Польняков (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва)

С помощью комбинированного RANS/ILES-метода высокого разрешения [1] исследовано влияние системы слива на характеристики прототипа воздухозаборного устройства сверхзвукового делового самолета (ВЗУ СДС). Для имитации планера СДС и образования пограничного слоя перед входом в ВЗУ была установлена симметричная V-образная пластина (рис. 1). Число Маха на входе в расчетную область составляло M = 1.9, число Рейнольдса – 2×10^6. Щель для слива пограничного слоя располагалась в горле ВЗУ. В качестве дросселирующего устройства в расчете было использовано сопло Лаваля, пристыкованое к выходному сечению ВЗУ. Площадь критического сечения сопла Лаваля S_t определяла режим течения ВЗУ. При расчетах варьировалась величина TR: $TR = 1–S_t/S_{out}$, где S_{out}– площадь выходного сечения ВЗУ. При TR = 0 сечение ВЗУ полностью открыто, при TR = 1 – закрыто. Степень дросселирования в расчете со сливом варьировалась от TR = 0.2 до TR = 0.6, в расчете без слива от TR = 0.2 до TR = 0.5.

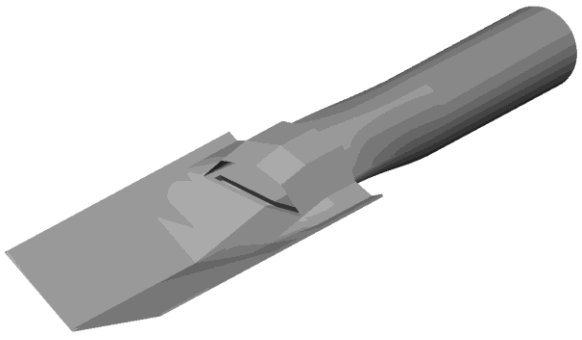


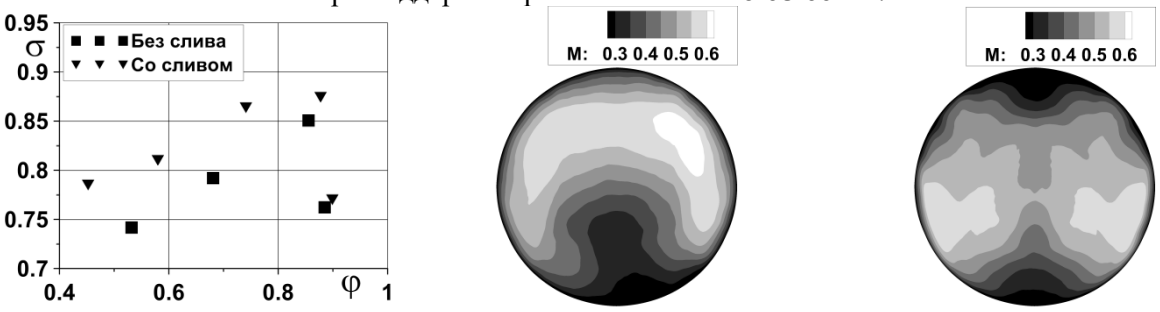
Рис. 1. Общий вид ВЗУ с имитатором планера

Анализ результатов показал, что система слива в данной конфигурации ВЗУ работает иначе, чем система слива в ВЗУ описанном в [2]. Так на рабочем режиме в данной компоновке система слива позволяет увеличить коэффициент восстановления полного давления на 3% по сравнению с вариантом без слива (рис. 2а) и снизить пульсации скорости в выходном сечении в 2 раза, а пульсации статического давления в 3.5 раза. На рис.2а также видно, что система слива увеличивает расход в выходном сечении на 2.5% на рабочем режиме, причем с увеличением дросселирования эта разница возрастает. Взаимодействие скачков уплотнения с пограничным

слоем, образующимся на пластине, приводит к образованию отрывных зон перед входом в ВЗУ. В варианте без слива эти отрывные зоны обширнее, чем у ВЗУ со сливом. Через них часть воздуха вытекает из канала ВЗУ во внешний поток. В результате коэффициент расхода во варианте без слива ниже, чем со сливом.

В обоих ВЗУ, как с системой слива, так и без неё вследствие изменения формы поперечного сечения канала ВЗУ образуются парные вихри, которые переносят пограничный слой с нижней стенки в ядро потока. В ВЗУ с системой слива пограничный слой тоньше и, как следствие, неравномерность на выходе из ВЗУ меньше. Это видно при сравнении рис.2а и 2б.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 18-08-00271.



а) б) в)

Рис. 2. Влияние системы слива на характеристики течения в выходном сечении ВЗУ. а) – дроссельная характеристика, б) – осредненное поле Маха без слива, в) – осредненное поле Маха со сливом

Литература:
1. Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений методом моделирования крупных вихрей // ТВТ. 2012. Т. 50. №3. С. 450-466.
2. Кукшинова И.В., Любимов Д.А., Соловьева А.А., Федоренко А.Э. Исследование возможностей газодинамического управления течением в пространственном воздухозаборнике легкого сверхзвукового самолета безнес класса RANS/ILES методом // ТВТ. 2019. Т. 57. №1.

РАСЧЁТНЫЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГЕКСАКОПТЕРА С ПОВОРОТНЫМИ ВЕНТИЛЯТОРНЫМИ ДВИЖИТЕЛЯМИ

А.В. Бизюков, Т.Д. Глушков, Г.И. Замолодчиков, А.Ю. Онин, Н.А. Семилет, А.С. Фурашов
(НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

Проведена серия численных расчётов для оценки совместного влияния движителей и корпуса на характеристики аппарата. По результатам этих расчётов была определенна компоновка аппарата.

Проведены серии экспериментов по определению аэродинамических характеристик отдельного движителя и аппарата в целом.

Для отдельного движителя определенны следующие параметры:

1. Расходно-напорные характеристики для углов установки лопаток рабочего колеса $\Theta_{РК}$: 30°, 38°, 48°, 58°.

2. Аэродинамические характеристики движителя для диапазона изменения угла атаки движителя от 0º до 180º с шагом = 10º при относительных скоростях потока $\bar{V} = 0; 0.15; 0.3; 0.35; 0.4; 0.45.$

Испытания по определению аэродинамических характеристик аппарата проводились в АДТ для следующих параметров:

1. Диапазон изменения углов скольжения β: от 0° до 20° с шагом 10°.

2. Диапазон изменения углов атаки α: от минус 30° до плюс 20° с шагом 10°.

3. Диапазон изменения углов установки движителей γ: от 15° до 120° с шагом 15°.

4. Относительные скорости потока $\bar{V} = 0; 0.15; 0.3; 0.35; 0.4; 0.45.$

Определена размерность и аэродинамическая компоновка демонстратора, выбраны основные компоненты его гибридной силовой установки, определен состав бортового оборудования и проведена предварительная оценка инерционно–массовых характеристик.

СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ МНОГОКАНАЛЬНЫХ СРЕДСТВ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ

Г.В. Бирюков, Ю.К. Блокин-Мечталин, В.В. Петроневич (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), В.А. Колесников (ООО «Драйвер», г. Саранск)

Рассмотрены перспективные многоканальные средства измерения полей давления для использования в аэродинамических трубах, разработанные совместно с ООО Драйвер.

Для измерения статических и динамических полей давлений на моделях в АДТ используется дренажный метод. Нормально к поверхности модели в интересующих точках сверлятся отверстия, которые дренажными трубками, проложенными внутри модели, и манометрической трассой герметично соединяются с преобразователями давления – датчиками. Датчики размещаются внутри или вне модели. Основой современных средств измерения полей давления дренажным методом являются миниатюрные кремниевые чувствительные элементы давления ЧЭД. В ООО «Драйвер» совместно с ЦАГИ разработаны новые малогабаритные многоканальные термостабилизированные преобразователи давления ПДМ Inser 1814/32 с аналоговым и цифровым выходом.

При использование дренажного метода, преобразователи давления соединяются с приемниками давления на поверхности модели каналами с различными конфигурациями. Конечные размеры приемников и частотные характеристики пневмотрасс оказывают влияние на измеренные величины. Преобразователь динамического давления многоканальный на гибкой основе измерительная часть, которого монтируется на поверхности модели с помощью адгезионных составов имеет толщину 0,55 мм и частотный диапазон от 0 до 5000 Гц.

Технология бездренажного метода измерений статических и динамических давлений на поверхности моделей и натурных образцов ЛА обеспечит увеличение информативности, точности и быстродействия измерений полей давления, в том числе на тонких элементах ЛА, где дренажный метод принципиально не применим.

Для изучения полей давления в контуре АДТ и в следе за моделью используются многоканальные гребенки приемников статических и динамических давлений. В настоящее время в АДТ применяются гребенки с длинными пневмотрассами и удаленной измерительной системой. Длинные пневмотрассы ограничивают быстродействие и частотный диапазон измеряемых давлений, а электрические линии связи преобразователей давления с измерительной аппаратурой снижают точность измерения давлений.

В ООО «Драйвер» совместно с ЦАГИ разработана гребенка приемников статических и динамических давлений со встроенными миниатюрными преобразователями давления и измерительной аппаратурой сбора и регистрации данных имеющий выход RS485 и преобразователь в Ethernet с полосой пропускания до 500 Гц.

Перспективные многоканальные средства измерения полей давления и системы измерения на их основе расширяют экспериментальные возможности измерения статических и динамических полей давлений в направлении повышения точности и быстродействия, расширения частотного диапазона измеряемых величин

АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ ОСЕВЫХ ВЕНТИЛЯТОРОВ С ПЕРЕМЕННОЙ ЦИРКУЛЯЦИИЕЙ ПО ДЛИНЕ ЛОПАТОК В КОМПАКТНЫХ УСТАНОВКАХ С БЛИЗКОРАСПОЛОЖЕННОЙ ПРЕГРАДОЙ ЗА РАБОЧИМ КОЛЕСОМ

К.А. Бирюкова, Т.Д. Глушков, С.А. Исакович, В.В. Митрофович, А.Ю. Онин, С.А. Сустин (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

В работе рассмотрены способы повышения аэродинамических характеристик вентиляторных установок при снижении осевых габаритов выходных элементов. Уменьшить осевые габариты позволяет установка осерадиального диффузора, образованного выходным коллектором вентилятора и плоским экраном, установленным за рабочим колесом, а повышение аэродинамических характеристик – статического КПД η_s и коэффициента давления ψ_s происходит в результате эффекта преобразования динамического давления закрученной струи за рабочим колесом в статическое, который проявляется при определенном сочетании геометрических и кинематических параметров подобных вентиляторных установок.

Показано, что в вентиляторах, имеющих распределение циркуляции по длине лопаток рабочих колес по закону твердого тела могут быть реализованы чрезвычайно большие величины коэффициентов давления. Однако в таких вентиляторах значительный рост энергии,

передаваемой потоку на периферии рабочего колеса приводят к чрезмерно высокому уровню аэродинамической нагруженности и отрывным течениям в этой части лопаточного венца. Это снижает энергетическую эффективность вентилятора.

Установлено, что эта проблема в значительной мере может быть решена применением комбинированного закона распределения циркуляции по длине лопатки – в периферийной части лопатки применяется закон постоянства циркуляции, а в прикорневой зоне – закон твердого тела.

Для вентиляторов с комбинированным законом распределения циркуляции приемлемые критерии аэродинамической нагруженности D_{eq} достигаются при значительно меньших суммарных составляющих динамического давления потока за рабочим колесом, вследствие чего энергия, передаваемая от рабочего колеса к потоку, преобразуется в статическое давление развиваемое вентилятором. Таким образом, прирост статического давления, за счет использования комбинированного закона распределения циркуляции, превышает те показатели, которые могли бы быть достигнуты за счет преобразования динамического давления закрученной струи в осерадиальном диффузоре в статическое у вентиляторов с распределением циркуляции по закону твердого тела.

Выполнен подробный анализ параметров вентиляторов, при проектировании которых применяется комбинированный закон распределения циркуляции по длине лопаток рабочего колеса. Определен диапазон параметров: радиуса смены законов распределения циркуляции $r_г$, коэффициента расхода φ, относительного диаметра втулки ν, в котором обеспечивается предельная аэродинамическая нагруженность лопаточных венцов, высокий КПД вентиляторной установки и минимальные потери полного давления $\zeta_п$ в осерадиальном диффузоре. Для этого диапазона рассчитаны номограммы, позволяющие при заданном сочетании коэффициентов расхода φ и давления ψ_s определить основные расчетные параметры вентиляторной установки, и в конечном итоге геометрию лопаточной системы.

СПОСОБ УМЕНЬШЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ, СНАБЖЕННОЙ РУЛЕМ С ОСЕВОЙ КОМПЕНСАЦИЕЙ

В.В. Богатырев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Осевая аэродинамическая компенсация широко используется для уменьшения шарнирных моментов управляющих поверхностей (рулей), однако приводит к росту аэродинамического сопротивления несущих поверхностей, в частности при полете с неотклоненными рулями. Кроме того, увеличенные зоны заторможенного потока перед рулями способствуют большему шумообразованию. При этом, например, для оперения ЛА рули могут занимать значительную часть или весь размах несущих поверхностей. Для уменьшения аэродинамического сопротивления предлагается использовать модификацию небольшой части несущей поверхности непосредственно перед рулем на основе патента [1], в частности как на рис. 1. Модификация заключается в плавной подрезке на глубину до Δy_{mod} участка несущей поверхности длиной Δx_{mod} перед рулем.

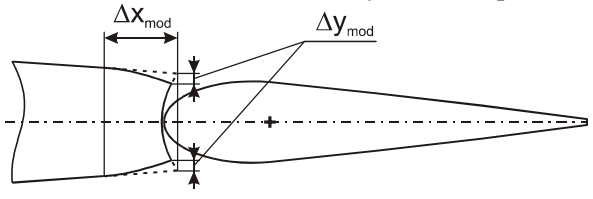


Рис. 1. Модификация несущей поверхности

Приведены примеры расчета обтекания несущих поверхностей с рулями при симметричном базовом профиле NACA 0015 с хордой b. Рассмотрены варианты руля, имеющего хорду за осью вращения $b_р'=0.3b$, с конструктивной компенсацией (КК) и с осевой компенсацией (ОК), имеющей хорду $b_{о.к}=0.33b_р$. Зазор между несущей поверхностью и рулем составляет 0.005b. Профилировка осевой компенсации выполнена согласно [2]. Расчеты проведены на основе решения 2-мерных уравнений RANS (ANSYS CFX) с моделью турбулентности SST k-ω и γ-моделью ламинарно-турбулентного перехода при числе M=0.1 потока, набегающего вдоль оси симметрии профиля. Степень турбулентности потока ε контролировалась на расстоянии 1/6 b от передней кромки несущей поверхности. Продольный размер модификации несущей поверхности перед рулем был ограничен $\Delta x_{mod}=0.1b$.

При подрезке несущей поверхности перед рулем можно получить заметное уменьшение зоны заторможенного потока между несущей поверхностью и рулем (рис. 2). Это способствует уменьшению аэродинамического сопротивления (рис. 3). В проведенных расчетах при

Δx_{mod}=0.1b наибольший эффект достигнут при Δy_{mod}≈0.01b. Так, при близких к натурным условиях (Re=7·10^6, ε=0.2%) прирост C_x при использовании осевой компенсации вместо конструктивной уменьшился в результате модификации с ΔC_x≈0.0036 до ΔC_x≈0.0009, а при Re=1.4·10^6, ε=1.2% (соответствует [2]) – с ΔC_x≈0.0035 до ΔC_x≈0.0013.

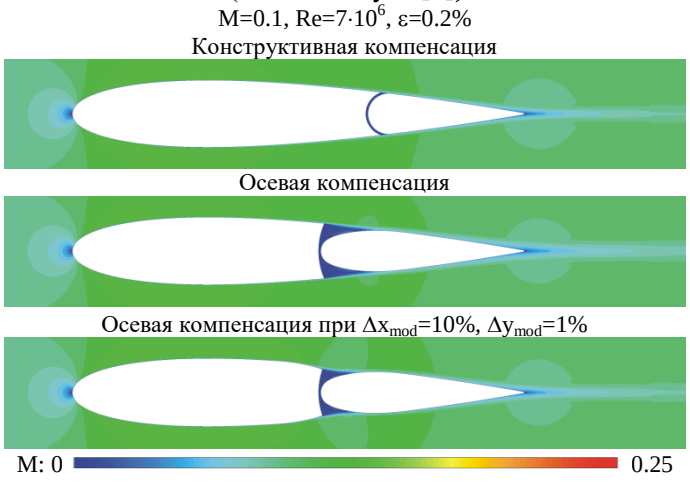


Рис. 2. Контуры числа M

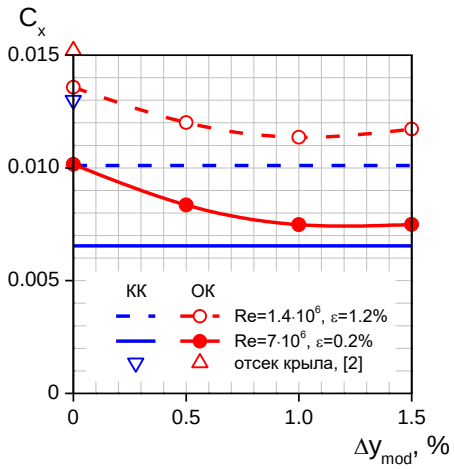


Рис. 3. Аэродинамическое сопротивление в зависимости от Δy_{mod} при Δx_{mod}=10%

Литература:
1. Богатырев В.В. Аэродинамическая поверхность с рулем. Патент на изобретение 2675304 от 18.12.2018. Гос. реестр изобретений РФ.
2. Sears R.I., Gillis C.L. Wind-tunnel investigations of control-surface characteristics VIII: a large aerodynamic balance of two nose shapes used with a 30-percent-chord flap on an NACA 0015 airfoil // NACA WR-L-378, 1942.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЛЬДООБРАЗОВАНИЯ В АЭРОХОЛОДИЛЬНОЙ ТРУБЕ СЕЗОННОГО ДЕЙСТВИЯ ЦАГИ

В.В. Богатырев, А.А. Ершов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В сопровождение комплекса работ по калибровке аэрозольного облака и по выработке методики испытаний в аэрохолодильной трубе сезонного действия АХТ-СД ЦАГИ проведены расчетные исследования, направленные на определение параметров создаваемого за водораспыливающим коллектором потока, содержащего жидкокапельную воду, позволяющих получить в рабочей части трубы заданные условия искусственного обледенения. Расчетное исследование параметров потока, проводилось на участке трубы от водораспыливающего коллектора до выхода из диффузора (рис. 1).

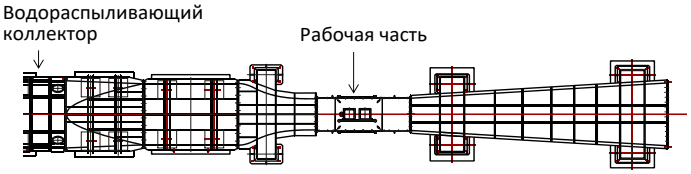


Рис. 1. Исследуемая часть АХТ-СД

Расчеты выполнены с помощью ANSYS FLUENT на основе решения уравнений RANS для сжимаемого газа с моделью турбулентности SST k-ω. Использовалась модель многофазности Mixture. Число ячеек расчетной сетки, основанной на структурированных блоках, построенной с учетом симметрии потока, составило около 3 млн. для ¼ внутреннего пространства рассматриваемого участка трубы. Выведены аналитические соотношения между параметрами воздушного потока за водораспыливающим коллектором и в рабочей части АХТ-СД, которые в частности подтверждены CFD анализом для тестового случая при скорости потока в рабочей части V_{test}=77 м/с и температуре t_{test}=-8°C. Расчетным способом определены соотношения водности потока LWC за водораспыливающим коллектором и в рабочей части АХТ-СД для капель с диаметрами d=10, 20 и 30 мкм (рис. 2).

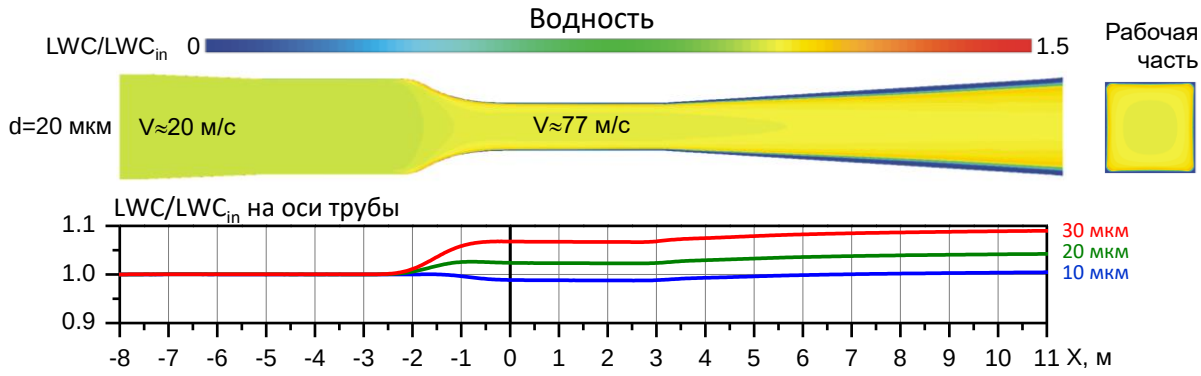


Рис. 2. Изменение водности относительно входных значений

С помощью программного комплекса ANSYS исследованы захват капель и нарастание льда для тестового случая на отсеке крыла с профилем NACA 0012 и хордой b=0.9144 м при продольном обтекании с параметрами потока в рабочей части V_{test}=77 м/с, t_{test}=-8°C, LWC_{test}=1.15 г/м^3 и времени обледенения $\tau_{обл.}$=17 мин (рис. 3 и 4). Число ячеек гибридной сетки для расчетной области (¼ трубы с моделью) составило около 8.4 млн. Для расчета воздушного потока использовалась программа ANSYS CFX. Движение капель рассчитывлось на основе модели Эйлера.

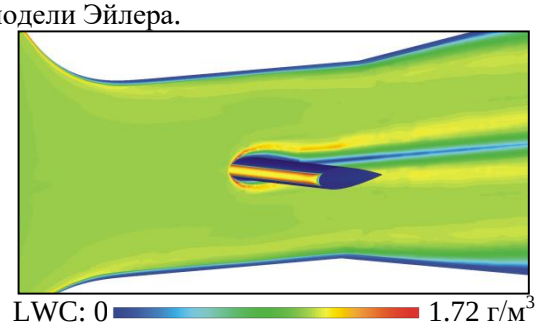


Рис. 3. Водность вблизи отсека крыла при d=20 мкм

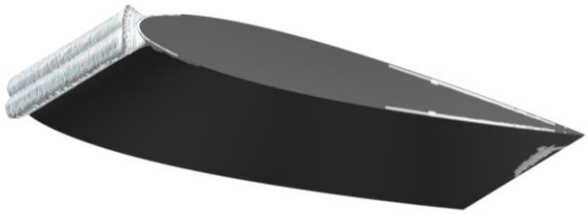
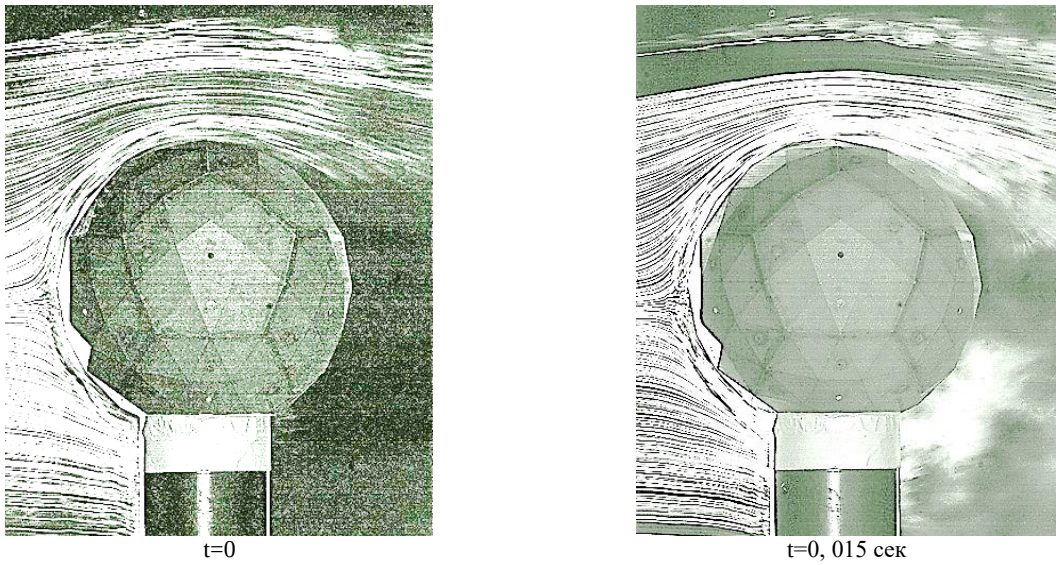


Рис. 4. Рассчитанная форма льда на отсеке крыла при d=20 мкм

СКОРОСТНАЯ ВИДЕОСЪЕМКА В МЕТОДЕ ДЫМЯЩЕЙСЯ ПРОВОЛОЧКИ

В.И. Богомазов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Представлены результаты скоростной видеорегистрации обтекания тел в дозвуковой аэродинамической трубе при использовании метода дымящейся проволочки. Показано, что скоростная визуализация позволяет наглядно анализировать динамическую картину обтекания различных тел.



t=0 t=0, 015 сек

Обтекание квазисферы. 200 кадров/сек.

ПЕРВЫЕ ИСПЫТАНИЯ НА УСТАНОВКЕ Ш-6 В АДТ Т-105 КОНТРОЛЬНОЙ МОДЕЛИ КМ.105.63.25

Г.Н. Богомазова, Е.В. Головкина, Д.О. Дець, А.А. Камелин, А.А. Климова
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Проведены первые испытания контрольной модели на установке Ш-6 в 2018 г. Она является прототипом установки Ш-4, которая успешно использовалась в АДТ Т-105 с 1964 г. и по настоящее время. Установка Ш-6 оснащена самыми современными элементами и комплектующими (электродвигатели, датчики положения, токосъемники, электронные компоненты и т.д.).

Сравнение результатов испытаний на установке Ш-6 в 2018 г и на установке Ш-4 за весь период испытаний (2003 – 2017 гг.) показало хорошую сходимость аэродинамических коэффициентов сил и моментов модели при углах атаки 0 – 90° и скольжения –25° – 25°. Значения среднеквадратичных отклонений (СКО) коэффициентов аэродинамических сил и моментов модели, полученные по результатам 10-тикратных измерений на установке Ш-6, практически укладываются в диапазон изменения СКО этих коэффициентов по испытаниям модели на установке Ш-4, начиная с 2006 г по 2017 г.

Предполагается в дальнейшем проводить испытания моделей в АДТ Т-105 по определению аэродинамических характеристик моделей на больших углах атаки на установке Ш-6.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ СЕЧЕНИЯ ИСТЕКАЮЩЕЙ ВЕРТИКАЛЬНО ВОДЯНОЙ СТРУИ НА ЕЁ РАЗРУШЕНИЕ ГОРИЗОНТАЛЬНЫМ ПОТОКОМ ВОЗДУХА

А.А. Болдырев, Г.А. Крушинова (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

Исследуется процесс деформации и разрушения под действием набегающего воздушного потока водяных струй с различной формой поперечного сечения (рис.1). Эксперименты выполнены на специализированной аэродинамической установке разомкнутого типа с закрытой рабочей частью шириной 0,2 м и высотой 0,5 м при скорости воздушного потока 15 м/с. Струи выпускались вертикально вниз со скоростью 0,9 м/с через сопла, расположенные в верхней стенке рабочей части.

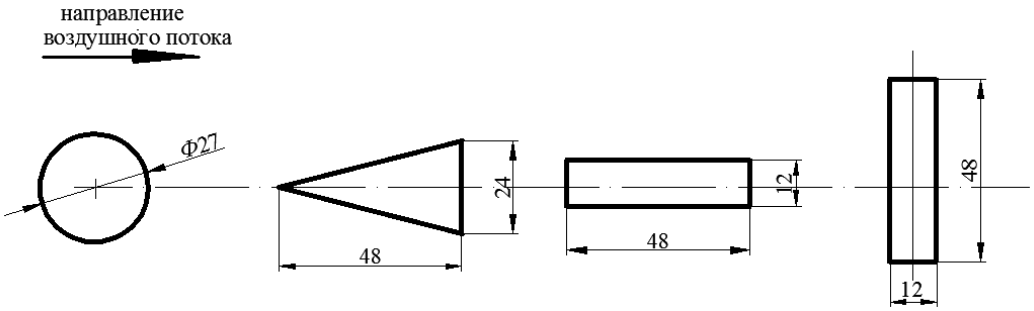


Рис. 1. Контуры сопл

Результаты экспериментов при отсутствии потока (рис.2) и при его наличии (рис.3) показали, что увеличение длины поперечного сечения струи в направлении вдоль по потоку приводит к удлинению прилегающей к срезу сопла односвязной части струи. Это связано с увеличением времени деформации сечений струи.

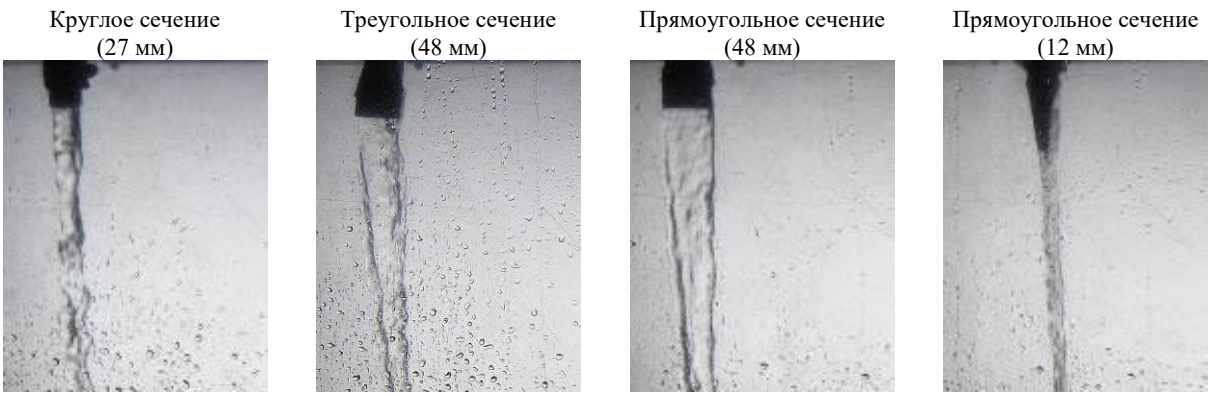


Рис. 2. Истечение струи при отсутствии воздушного потока.

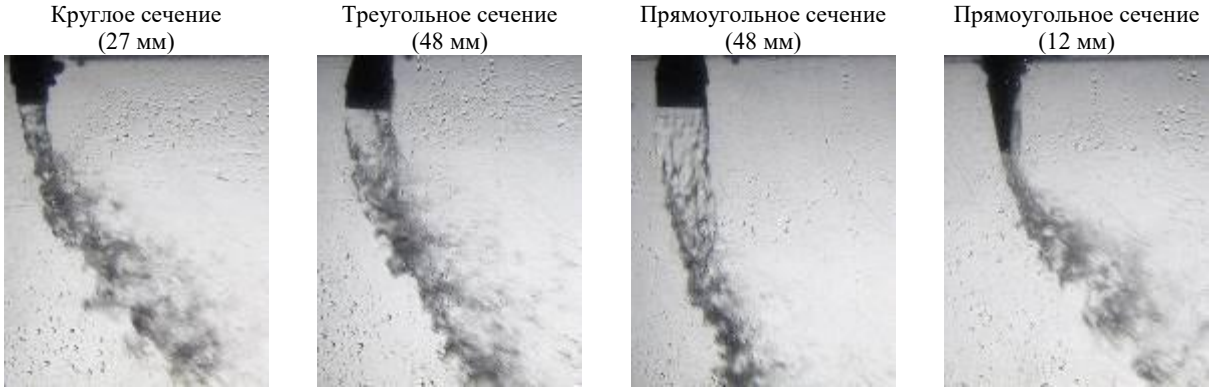


Рис. 3. Истечение струи при наличии воздушного потока

Выполнена расчётная оценка длины односвязной части струи, устанавливающая её зависимость от длины поперечного сечения струи, скорости истечения струи из сопла и скорости набегающего потока. Результаты экспериментов в целом соответствуют этой оценке.

Литература:
1. Болдырев А. А., Рыков В. Н., Стрекалов В. В. Исследование процесса распыления воды, истекающей из баков противопожарного самолёта, воздушным потоком / Гидродинамика скоростных двусредных аппаратов // Труды ЦАГИ. 2009, вып. 2685.

МЕТОД РЕШЕНИЯ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ ДЛЯ ПОЛНОЙ КРЕЙСЕРСКОЙ КОМПОНОВКИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УРАВНЕНИЙ НАВЬЕ-СТОКСА, ОСРЕДНЕННЫХ ПО РЕЙНОЛЬДСУ

А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя, Н.А. Пущин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Разработан итерационный метод решения обратной задачи для полной компоновки гражданского самолета в составе крыло-фюзеляж-мотогондола-пилон в сжимаемом потоке вязкого газа в рамках осредненных уравнений Навье-Стокса, относящийся к классу методов остаточной коррекции. Деформация поверхности крыла, уменьшающая невязку между рассчитанным и целевым распределением давления, определяется с помощью решения обратной задачи для комбинации крыло-фюзеляж-мотогондола в потенциальном потоке сжимаемого газа с учетом влияния толщины вытеснения пограничного слоя и следа за крылом. Приведены примеры построения геометрии крыла по заданному распределению давления, демонстрирующие высокую скорость сходимости метода (3 глобальных итерации).

Созданный метод позволяет более эффективно решать сложные задачи аэродинамического проектирования при создании перспективных гражданских самолетов за относительно короткое время, особенно при проектировании инновационных неклассических компоновок.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГРАНИЦЫ ЗОН УСТОЙЧИВОГО ФРЕЗЕРОВАНИЯ

С.А. Болсуновский, Г.А. Губанов, А.С. Шутенко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Автоколебательные вибрации шпиндельной сборки являются одним из основных факторов, ограничивающих достигаемую производительность высокоскоростной черновой обработки на современном обрабатывающем оборудовании с ЧПУ.

Общепризнанной является теория регенеративных автоколебательных вибраций. Согласно ей колебания инструмента при проходе предыдущего режущего зуба вызывают формирование на промежуточной поверхности обработки волнистого следа, который приводит к возникновению дополнительной переменной составляющей силы резания при последующем проходе режущего зуба. При определённых условиях регенеративный эффект может приводить к самоусилению колебаний шпиндельной и возникновению её автоколебаний.

Общеизвестны методики, позволяющие по измеренным частотным характеристикам (передаточной функции) шпиндельной сборки строить диаграмму стабильности, показывающую границы зоны возникновения вибраций и выбрать рациональные условия обработки. Однако для успешного применения данных методик необходимо их практическое освоение путём сопоставления экспериментальных и расчётных данных для актуальных условий обработки.

С этой целью был разработан и реализован специальный технологический эксперимент с фрезерованием наклонной плоскости. Выполнялось фрезерование вытянутой прямоугольной

заготовки поперечными прямолинейными проходами (строчками) в горизонтально плоскости. При этом каждая новая строчка выполнялась с новым значением частоты вращения шпинделя согласно составленному списку режимов, а поверхность заготовки предварительно была подготовлена так, чтобы она имела небольшой (1:50) наклон, и фактическая глубина фрезерования при выполнении строчки плавно повышалась с нуля до 1.6 мм. Таким образом, схема эксперимента позволяет выполнением одной программы обработки осуществить варьирование в широком диапазоне частоты вращения шпинделя и глубины фрезерования.

Эксперимент дал положительный результат. На обработанной поверхности заготовки естественным образом сформировалась диаграмма стабильности. Момент возникновения автоколебательных вибраций для каждой строчки виден по появлению характерных следов на обработанной поверхности.

Сопоставление расчётной и экспериментальной диаграммы стабильности приведено на рисунке 1. Эксперимент подтвердил наличие многочисленных последовательных пиков стабильности, высота и положение которых хорошо согласуется с расчётными. При этом расчёт указывает на возможность существенного (в 4 раза) повышения производительности обработки при увеличении частоты вращения фрезы до 19 000 об/мин.

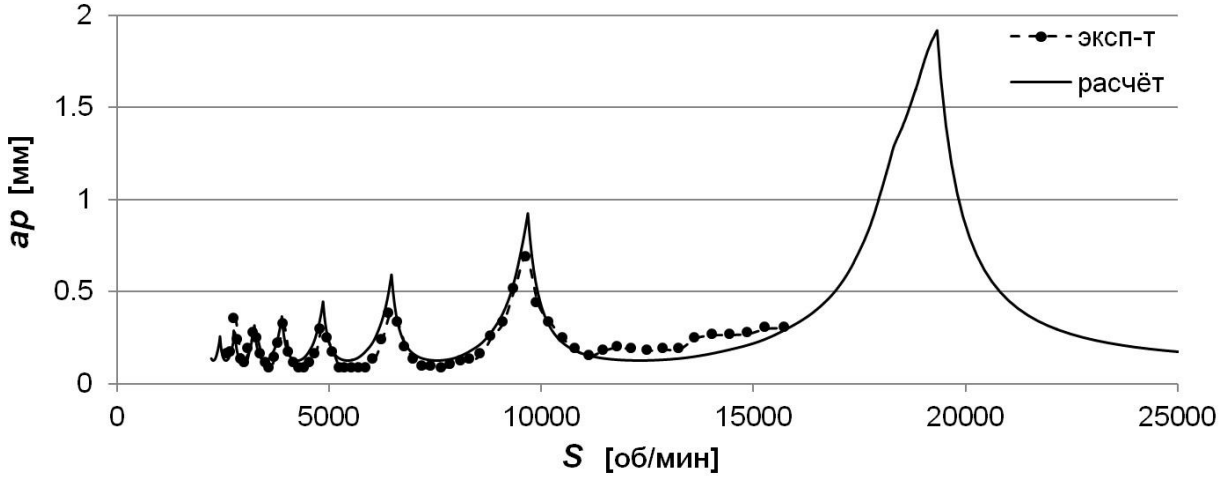


Рис. 1. Сопоставление экспериментальной и расчётной диаграммы стабильности

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБРАБАТЫВАЮЩЕГО ЦЕНТРА С ЧПУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АКСЕЛЕРОМЕТРА

С.А. Болсуновский, А.Е. Леонтьев, А.С. Шутенко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Высокопроизводительная обработка на современном оборудовании с ЧПУ реализуется за счет повышения рабочей подачи инструмента до 15000-20000 мм/мин и более. При таких скоростях перемещения разработка технологии высокопроизводительного фрезерования и программирование обработки должны учитывать возможности станка по обеспечению разгона и торможения инструмента, а также обработки скруглений траектории малого радиуса.

В современных CAM-системах и системах верификации предусмотрена возможность создания модели станка, в которой, помимо геометрии рабочей зоны, задаются динамические характеристики приводов подачи, что позволяет формировать рациональные траектории, учитывающие возможности станка. Ключевыми характеристиками, задаваемыми в модели станка, являются величины ускорения и замедления, обеспечиваемые приводом в процессе обработки. Значения ускорений определяются на основе измерения времени отработки пробного перемещения инструмента по специальной траектории без захода в материал.

В данной работе динамические характеристики обрабатывающего центра DMC-75 eVo (ф. DMG, Германия) в Модельном производстве ЦАГИ измеряются с использованием акселерометра. Рассмотрена подготовка эксперимента и особенности обработки результатов, включая использование цифровых фильтров. Показано, что при разгоне и торможении величина ускорения не постоянна, а изменяется по линейному закону, поэтому для более точного определения динамических характеристик обрабатывающего центра с ЧПУ помимо величин ускорений целесообразно использовать также величину рывка $j = da/dt$.

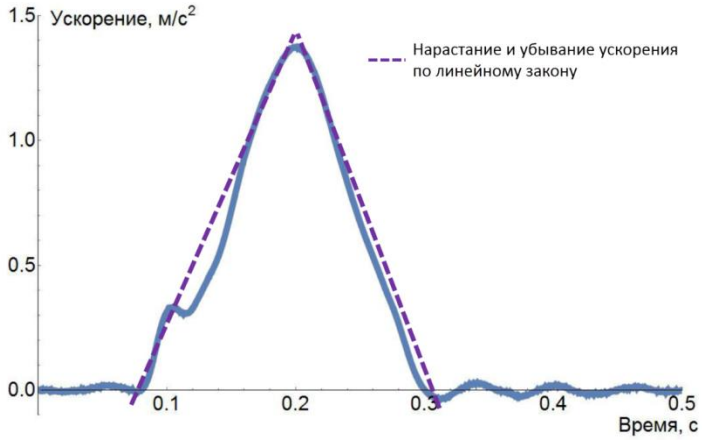


Рис. 1. Изменение ускорения увеличении подачи от 0 до 9000 мм/мин

На рисунке 1 показано изменение ускорения привода подачи при изменении подачи от 0 до 9000 мм/мин, что соответствует разгону и последующему прямолинейному движению из начальной точки с нулевой подачей (команда G1 в управляющей программе). Сплошной кривой обозначены результаты измерений (осцилляции вызваны цифровым фильтром Гаусса, сглаживающим «шум» измерительной цепи). Пунктирной линией показано линейное нарастание и убывание ускорения. Наклон кривой соответствует величине рывка j.

Результаты работы могут быть использованы для формирование рациональных траекторий высокопроизводительной обработки деталей аэродинамических моделей: консолей крыльев, оперений, аэродинамических моделей вентиляторов и компрессоров авиационных двигателей.

КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ РЕГИОНАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА

А.В. Бондарев, С.С. Васин, В.М. Коноплева, В.И. Кукса, Е.Б. Скворцов, Ю.Н. Чернавских, М.Н. Чанов, А.С. Шелехова (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Анализ мирового рынка транспортных самолётов с грузовой рампой показал, что привлекательной для авиастроения является разработка принципиально нового регионального транспортного самолёта (РТС) с грузоподъёмностью класса 8-12 т.

С целью создания опережающего научно-технического задела сформированы эксплуатационные требования к РТС и показана их осуществимость даже при современном уровне технического совершенства. Для технологического обеспечения проекта РТС существенным является применение распределённой силовой установки и устройств для ОВТ.

Получено, что при базировании на ИВПП класса В самолёт может обеспечить полёт на дальность не менее 2900 км с максимальной нагрузкой и взлётным весом около 49 т. При базировании на ВПП класса Г дальность полёта может составить 1800 км при весе 42 т.

Такие характеристики позволяют РТС удовлетворять от 80% до 100% потенциального спроса на коммерческие перевозки и выполнять основные требования государственного заказчика.

Разработана стратегия рыночной эффективности перспективного РТС, которая включает увеличенную скорость полёта и недоступную для конкурентов номенклатуру грузов, включая тяжёлые контейнеры.

Показана экономическая целесообразность унифицированной конструкции фюзеляжа с возможностью её применения для пассажирского самолёта. В условиях современного производства это обеспечит сокращение стоимости РТС на 25% и усилит его конкурентоспособность.

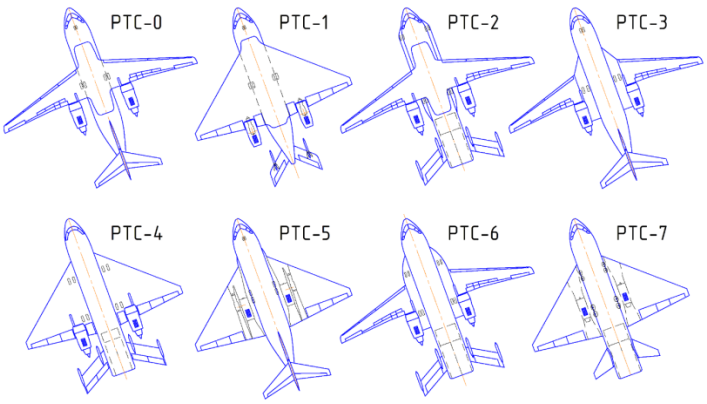


Рис. 1. Расчётные варианты РТС

На основе метода анализа альтернатив сформирован ряд возможных технических концепций РТС (Рис. 1), использующих различные методы аэродинамической и конструктивной интеграции планера и силовой установки. Для дальнейшей разработки рекомендован вариант с наилучшим сочетанием потребительских свойств, таких как безопасность полёта, шум на местности, вес самолёта и других.

КОНЦЕПЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ МОТОГОНДОЛЫ С ПОПЕРЕЧНЫМ ВЫДУВОМ

А.В. Бондарев, Н.А. Гусарова, Д.В. Ливерко, М.Н. Чанов, В.В. Шалашов
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящей работе выполнено техническое задание на проектирование модели мотогондолы с поперечным выдувом. Для применения технологий отклоняемого вектора тяги (ОВТ) выбрана концепция регионального транспортного самолета, отличающегося размещением мотогондол на пилонах над задней кромкой крыла. Для исследования этой концепции проектируется модель мотогондолы с поперечным выдувом (рис. 1).

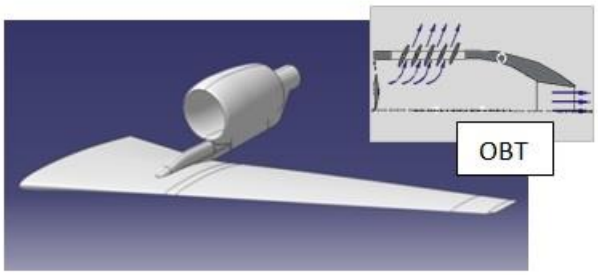


Рис. 1.

При ограниченных эксплуатационных скоростях, тяга работающих двигателей больше или соизмерима с аэродинамическими силами, действующими на самолёт. Применение поперечного выдува увеличивает эффективность управления по крену, тангажу и рысканию, сокращает время переходных процессов.

В режиме посадки тяга двигателей составляет 15-17% от максимальной. Предложена модель мотогондолы, которая имитирует реверсивно-отклоняющее устройство двухконтурного двигателя.

Исследования предполагается проводить в АДТ Т-104 ЦАГИ на режимах, характерных для посадки и ухода самолета на второй круг, где скорость полета составляет 70 м/сек, углы атаки $\alpha = 3° - 12°$, углы скольжения $\beta = \pm 15°$.

На этой основе определены расход воздуха через первый и второй контуры, угол выдува и площадь решетки.

Разработаны три варианта мотогондолы, позволяющие применить ОВТ технологии. Первый вариант модели мотогондолы имеет круглую носовую часть и круглую выхлопную. Средняя часть мотогондолы, в которой организуется поперечный выдув, имеет плоские боковые, верхнюю и нижнюю поверхности. Второй вариант имеет круглую форму на всей длине. Оба варианта подобны натуре. Третий имеет круглое поперечное сечение на увеличенной длине. Размещение решеток такое же, как в предыдущих вариантах, за исключением того, что они смещены назад за пилон. За счет увеличения длины мотогондолы расположение пилона в данном варианте может быть осуществлено в плоскости симметрии мотогондолы.

Выполненное проектирование концепции аэродинамической модели мотогондолы с поперченным выдувом предположительно позволит решить часть задач, стоящих на начальном этапе проектирования транспортного самолета. Формирование проектного решения должно быть завершено дальнейшими исследованиями.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГИДРОМОДЕЛЕЙ ДЛЯ БУКСИРОВОЧНЫХ, КАТАПУЛЬТНЫХ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ.

А.О. Бондарев, А.И. Булатов, Ю.Ю. Евдокимов, М.В. Ревазов, И.В. Трифонов, А.В. Усов
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Широкое применение современных композиционных материалов в конструкциях аэродинамических моделей позволило создать универсальные аэродинамические модели для различных видов испытаний. Использование одной модели уменьшает риск возникновения ошибок в результатах экспериментов из-за неучтенных поводок материалов и искажения внешнего обвода, производственных погрешностей при изготовлении и сборке разных моделей. Гидродинамические модели летательных аппаратов предназначены для:

- буксировочных испытаний в опытовом бассейне НИМК ЦАГИ;
- катапультных испытаний на установке «Катапульта плавающая» ФГУП ЦАГИ на открытой воде;
- аэродинамических испытаний в аэродинамической трубе Т-5;
- определения основных характеристик аварийной посадки на воду;
- определения характеристик свободного дрейфа в условиях естественного нерегулярного ветрового волнения.

Модели изготавливаются подобными по геометрии, массе, положению центра тяжести и моментам инерции.

Конструкция модели разрабатывается в САПР CATIA. Электронный макет включает в себя детали конструкции модели, технологическую оснастку, промежуточные технологические сборки для обработки на станках с ЧПУ.

Конструкция гидродинамической модели обеспечивает герметичность внутренних отсеков. В модели выполняются технологические люки для установки и обслуживания внутримодельного измерительного оборудования, предусмотрены узлы крепления измерительного оборудования. Модели могут быть оборудованы отклоняемой механизацией. Механизация выполняется переставной (с фиксированными угловыми положениями) или на цанговых зажимах. Управление аэродинамическими рулями может осуществляться с помощью сервоприводов. Хвостовое оперение съемное (изготавливаются комплекты с разными геометрическими размерами и профилировкой). Рули направления и рули высоты моделируются с осями. Модели могут быть оборудованы действующими имитаторами силовых установок.

Конструкция фюзеляжа включает в себя углепластиковую обшивку с ребрами жесткости, набор силовых и рядовых шпангоутов, силовые узлы крепления модели. Конструкция крыла наборная, содержит углепластиковые обшивки, лонжероны, силовые и рядовые нервюры, узлы крепления механизации. В моделях выполняются герметичные технологические люки для размещения оборудования или установки кронштейнов крепления модели к механизмам экспериментальных установок.

Технологическая оснастка (рисунок 1) выполняется из различных материалов в зависимости от линейных размеров модели. Для крупногабаритных моделей матрицы проектируются разборными, выполняются из композиционного материала методом вакуумной инфузии. Формование матриц осуществляется по мастер-моделям, изготовленным из модельного пластика на станках с ЧПУ. Для моделей с небольшими линейными размерами технологическая оснастка изготавливается из модельного пластика методом фрезерной обработки на станке с ЧПУ. Матрицы используются в качестве стапеля для сборки.

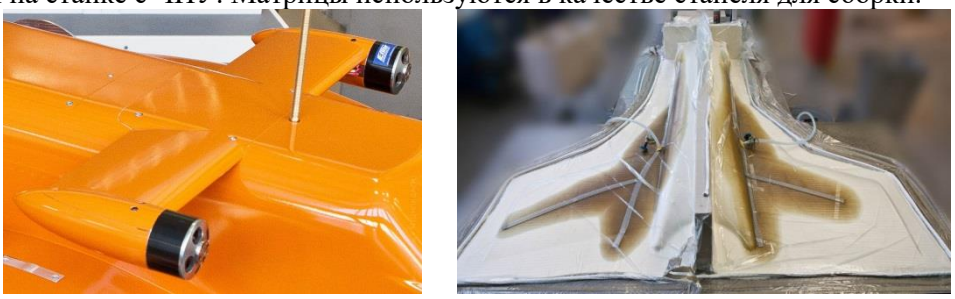


Рис. 1. Гидродинамическая модель и процесс ее изготовления

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РЕЖИМОВ НЕУПРАВЛЯЕМОГО ЛЕВОГО ВРАЩЕНИЯ ОДНОВИНТОВЫХ ВЕРТОЛЁТОВ РАЗЛИЧНЫХ ВЕСОВЫХ КАТЕГОРИЙ С РУЛЕВЫМ ВИНТОМ НА ПИЛОТАЖНОМ СТЕНДЕ

Е.А. Борисов, В.С. Крымский, В.А. Леонтьев, М.А. Рубинштейн (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Целью работы является исследование влияния отдельных параметров вертолётов различных весовых категорий на его движение при вращении вертолёта относительно вертикальной оси для исключения попадания в режим «самопроизвольного» левого вращения и возможности вывода из него. Выполнен предварительный анализ некоторых параметров вертолёта, оказывающих влияние на его движение при вращении относительно вертикальной оси для вертолётов разных весовых категорий. Проведено стендовое моделирование режимов неуправляемого вращения одновинтовых вертолётов различной весовой категорий на пилотажном стенде. Показано, что для вывода вертолёта из исследуемого режима, необходимо обеспечить мощность путевого управления не менее $\varepsilon \geq 0{,}45$ рад/с² для вертолёта Ми-2 и не менее $\varepsilon \geq 0{,}3$ рад/с² для вертолётов Ми-8МТВ и Ми-26.

МЕТОД МИНИМИЗАЦИИ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ СЛОЖНЫХ НЕСУЩИХ СИСТЕМ

В.Г. Борисова[1,2], В.А. Силантьев[2]

([1]НГТУ, г. Новосибирск, [2]ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина», г. Новосибирск)

В связи с постоянными требованиями по повышению аэродинамического совершенства самолётов гражданской авиации необходимы более эффективные и менее энергоёмкие решения перспективных задач. К этим задачам можно отнести: усовершенствование аэродинамической компоновки самолёта, снижение шумового воздействия, модернизация силовых установок, разработка и внедрение новых материалов и оборудования и многие другие. Ввиду этого в докладе предлагается расчётный метод, направленный на улучшение аэродинамики различных сложных несущих поверхностей за счёт снижения индуктивного сопротивления.

Теоретическая основа метода опирается на работы Л. Прандтля и М. Мунка по исследованию индуктивного сопротивления, в частности, на взаимосвязь индуктивного сопротивления и подъёмной силы с интенсивностью вихревой поверхности, расположенной далеко за крылом (в плоскости Трефтца). Использование такого подхода позволяет вычислять индуктивное сопротивление в рамках идеальной жидкости, так как в данном случае влияние свободных вихрей на него не зависит ни от сжимаемости, ни от вязкости; что значительно упрощает разработку необходимых программ расчёта.

Преимущество разработанного метода и программ расчёта проявляется в гибкости задания различных ограничений: на величину подъёмной силы, на величину изгибающего момента, на величину циркуляции в характерной точке замкнутой несущей системы для установления однозначности решения, на перераспределение нагрузки верхнего и нижнего крыльев биплана замкнутой схемы, запрет на изменение геометрии элементов крыла и др. Последнее ограничение представляет особый интерес при модернизации магистральных самолётов за счёт установки концевых аэродинамических поверхностей (КАП). Таким образом, можно выделить два типа оптимизации распределения циркуляции: полная (оптимизируется вся несущая система целиком) и частичная (с ограничением; оптимизируется лишь часть базового крыла или КАП).

Расчётное исследование включает в себя как проведение оптимизации распределения циркуляции скорости, так затем и аэродинамическое проектирование с расчётом геометрии несущей системы, соответствующей оптимальному распределению циркуляции.

Оптимизация полной несущей системы рассмотрена на примере крыла бипланной схемы самолёта-демонстратора технологий ТВС-2ДТ. Задавалось относительное распределение нагрузки на верхнем и нижнем крыльях биплана замкнутой схемы. Путём изменения крутки крыльев (по линейному закону) и изменения профилировки неблагоприятный исходный закон распределения нагрузки по размаху крыльев удалось приблизить к оптимальному. В результате эффективное удлинение $\lambda_{эф} = 5,84$ удалось увеличить до $\lambda_{эф} = 6,82$, что лишь на 1,3% меньше максимально возможного.

Частичная оптимизация проведена на примере крыла самолёта-демонстратора технологий СТР-40. В этом случае оптимизировалась геометрия лишь концевой аэродинамической поверхности при неизменной геометрии базового крыла. Затем с использованием программы прямого расчёта AEROJET находилась геометрия, обеспечивающая распределение нагрузки по КАП, близкое к оптимальному. Результаты экспериментов в трубе Т-203 СибНИА хорошо согласуются с расчётом.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТСТРЕЛА КРЫШЕК ФОНАРЯ АВАРИЙНОГО ПОКИДАНИЯ

Н.А. Борисова, П.В. Ерохин, В.А. Фоломеев (ПАО «Туполев», г. Москва)

Система сброса крышек фонаря (ССКФ) должна обеспечивать безопасные траектории движения крышек после их отделения от объекта.

В данной работе представлены результаты численного моделирования отделения крышки аварийного покидания при значениях скоростей V=0 и V=150 км/ч на высоте H=0.

Для расчёта динамики отделения крышек при аварийном покидании применялась модель перекрывающихся сеток (overset mesh), при использовании которой ведётся совместный расчёт одновременно на двух сетках перекрывающихся в пространстве. Построение расчётной сетки и численное моделирование процесса отделения проводилось в STAR CCM+.

В моделировании использовалась модель турбулентности Спаларта-Аллмараса, связанный решатель (coupled flow solver) и встроенный решатель для 6 степеней свободы твёрдого тела (6-DOF solver).

В результате проведённых расчётов были получены траектории движения крышки аварийного покидания в процессе отделения. Проведена оценка для обеспечения безопасного ухода крышки при заданных усилиях толкателей и их направлении.

РАСЧЁТ ЭВОЛЮЦИИ ВИХРЕВОГО СЛЕДА ЗА САМОЛЁТОМ МЕТОДОМ ВЫСОКОГО ПОРЯДКА

И.С. Босняков, В.Ю. Подаруев, Г.Г. Судаков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе описаны метод и результаты расчёта вихревого следа за самолётом. В расчётной области ставится задача для уравнений Навье-Стокса. В качестве начального условия используется суперпозиция поля скорости вихрей за самолётом и поля скосов фоновой турбулентности атмосферы. На границах задаётся условие с распределением скорости от пульсаций турбулентности. Это делается с целью поддержания нужной интенсивности пульсаций внутри расчётной области. Задача решается численно с помощью метода Галёркина высокого порядка точности с разрывными функциями в постановке ILES.

Проводится подбор параметров расчётной задачи. Для выбора густоты расчётной сетки решается модельная задача об эволюции одного вихря. В результате выяснено, сколько ячеек требуется поместить в ядро вихря для обеспечения необходимой точности расчета. Также в работе обосновывается возможность моделирования турбулентности с помощью ILES с использованием схемы Галёркина. В этой связи показано, насколько подробно нужно задавать начальные и граничные условия с пульсациями турбулентности атмосферы. В заключение приводятся оценки вычислительных затрат расчётной задачи, обеспечивающей требуемую точность расчётов.

Задача об эволюции вихревого следа решается на суперкомпьютере МГУ с помощью схемы 4-го порядка точности и на кластерах НИО-2 с использованием схем 2-го и 3-го порядка точности. В работе показано, насколько изменяется точность описания структуры вихрей и физическая картина эволюции следа в зависимости от использованной численной схемы.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (Проект № 19-01-00163).

ВАЛИДАЦИЯ МЕТОДОВ НА ОСНОВЕ RANS И LES ПРИМЕНИТЕЛЬНО К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧИ ОТРЫВНОГО ОБТЕКАНИЯ ОБРАТНОГО КЛИНА

С.М. Босняков, М.Ф. Енгулатова, С.В. Матяш, С.В. Михайлов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), А.П. Дубень, Т.К. Козубская (ИПМ им. М.Ф. Келдыша, г. Москва)

Дано описание двух методов расчета обтекания сложных пространственных тел. Один метод реализует хорошо известный подход к решению осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS) с замыкающей дифференциальной моделью турбулентности. Другой метод базируется на активно развивающейся платформе моделирования «Больших вихрей» (IDDES). Рассмотрена классическая задача обтекания обратного клина. Проведено сопоставление расчетных данных и экспериментальных результатов, полученных в ИТПМ СО РАН. Описана физическая картина реализующегося течения. Проведены оценки точности обоих подходов к решению поставленной задачи.

Сверхзвуковое обтекание обратного клина происходит с образованием волны разрежения и скачка уплотнения. При этом реализуется отрывная зона, которая напоминает отрыв «из-под скачка». Анализ показывает, что поток отрывается не с кромки клина, а ниже по потоку. Это подтверждено А.А. Желтоводовым экспериментально путем построения линии нулевой продольной скорости, которая отделяет зоны прямого и возвратного течений. В таблице 1 приведено сопоставление положения точек отрыва и присоединения потока в расчете и эксперименте (размеры отнесены к высоте клина).

Таблица 1

	Эксперимент	SST RANS	SST IDDES
Отрыв ***S***	0.1 h	0.03 h	0.11 h
Присоединение **R**	1.85 h	3.14 h	1.6 h

Как отмечалось ранее, подход RANS дает завышенные размеры отрывной зоны. При этом точка присоединения располагается далеко вниз по потоку. Отчасти это связано с тем, что в расчете завышены размеры вихревых структур, которые моделируются, но не разрешаются. Сложная физическая картина течения в расчетной области приводит к тому, что эпюры распределения статического давления по плоскости симметрии поверхности клина также имеют сложный характер. При этом метод на основе LES лучше соответствует эксперименту, см. рис.1.

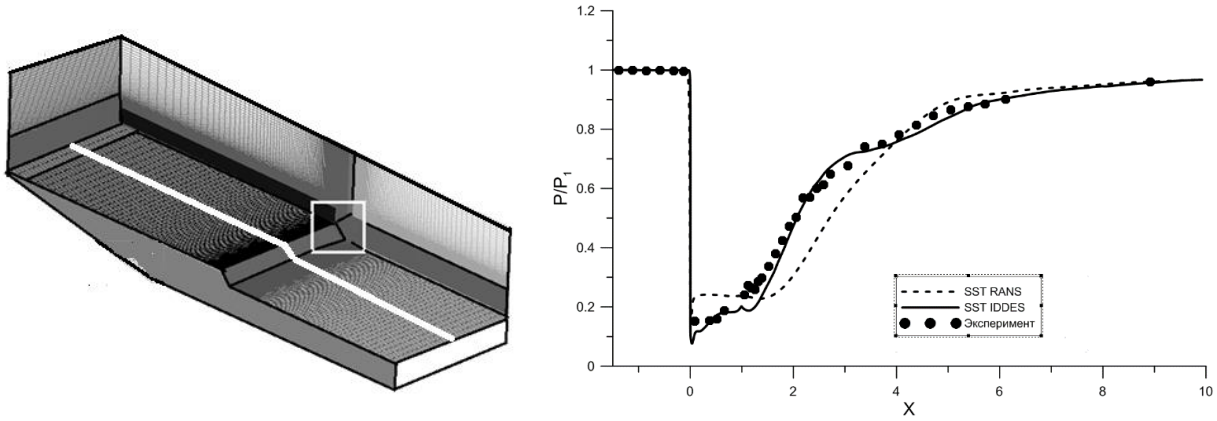


Рис. 1. Распределение статического давления по поверхности клина

Доклад удален.

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРИВОДАМИ КОЛЕС ШАССИ ТЯЖЕЛОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

В.А. Брусов, А.С. Меньшиков, Ю.Ю. Мерзликин (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

Для обеспечения безопасной эксплуатации самолётов с колёсным шасси в малоосвоенных и труднодоступных регионах необходимо существенное улучшение наземной проходимости и взлетно-посадочных характеристик самолётов. Выполнение этих условий позволит резко понизить требования к качеству и обслуживанию взлетно-посадочных полос (ВПП), во много раз понизить стоимость создания и содержания аэродромов, что очень важно при реализации полётов по малонагруженным линиям.

Одним из направлений достижения этих целей является применение активного привода колеса шасси. При этом крутящий момент от двигателя привода колес должен иметь такое значение, чтобы обеспечить минимальную мощность, необходимую для движения, минимальный расход энергии и высокие показатели опорной проходимости.

Подвод мощности к колесам стоек шасси основывается на поддержании соотношения $\left(P_x / P_y\right)_i$, определяемого с помощью измерительного оборудования, в задаваемом пилотом режиме, исходя из его представлений о характеристиках опорного основания, где: P_x - продольная нагрузка на колесе стойки шасси; P_y - вертикальная нагрузка на колесе стойки шасси.

Предложенный алгоритм управления приводными двигателями реализуется с помощью аппарата нечёткой логики. В качестве входного сигнала регулятора выбрана величина $\Delta\left(P_x / P_y\right)$, которая представляет собой относительную разницу между соотношением $\left(P_x / P_y\right)_0$, выбираемым пилотом, исходя из его представлений о характеристиках опорного основания, и действительной величиной $\left(P_x / P_y\right)_{изм}$, определяемой с помощью измерительного оборудования:

$$\Delta\left(P_x / P_y\right) = \frac{\left(P_x / P_y\right)_{изм} - \left(P_x / P_y\right)_0}{\left(P_x / P_y\right)_0}.$$

Выходным параметром контроллера является h - положение условного органа управления (педаль «газа») для приводного двигателя каждого колеса, которое может изменяться в пределах от «0» - педаль «газа» полностью закрыта, до «1» - полное открытие.

Для входной $\Delta\left(P_x / P_y\right)$ и выходной h величин были составлены функции принадлежности сигналов, описывающие лингвистические значения. На основании выбранных значений были составлены лингвистические правила, которые связывают входной параметр с

выходной величиной, с описанием режима движения для каждого случая. В предложенной системе управления моментом и скоростью вращения колеса применён нечёткий логический вывод на основе базы нечетких правил типа «Если x1= низкий и x2=средний, то y=a0+a1×x1+a2×x2». Эта нечеткая база знаний разделяет пространство входных переменных на нечеткие области, в которых связь между входными и выходной переменной задается линейной функцией. Результат нечеткого логического вывода получается как взвешенная линейная комбинация результатов нечетких логических выводов по каждому правилу.

Математическое моделирование движения тяжелого транспортного самолета оснащенного активными приводами колес стоек шасси по обледенелой и заснеженной ВПП со случайным образом меняющимися характеристиками в условиях бокового ветра на этапах разбега, пробега и рулежки позволило оптимизировать разработанные алгоритмы противодействия уводу самолета в сторону.

Применение разработанного алгоритма для управления активными приводами колес стоек шасси позволило существенно снизить боковой снос самолета типа Ан-124 с обледенелой полосы:

- при скорости бокового ветра 5 м/с – в среднем около 40%;
- при скорости бокового ветра 10 м/с – в среднем около 36%;
- при скорости бокового ветра 15 м/с – в среднем около 30%.

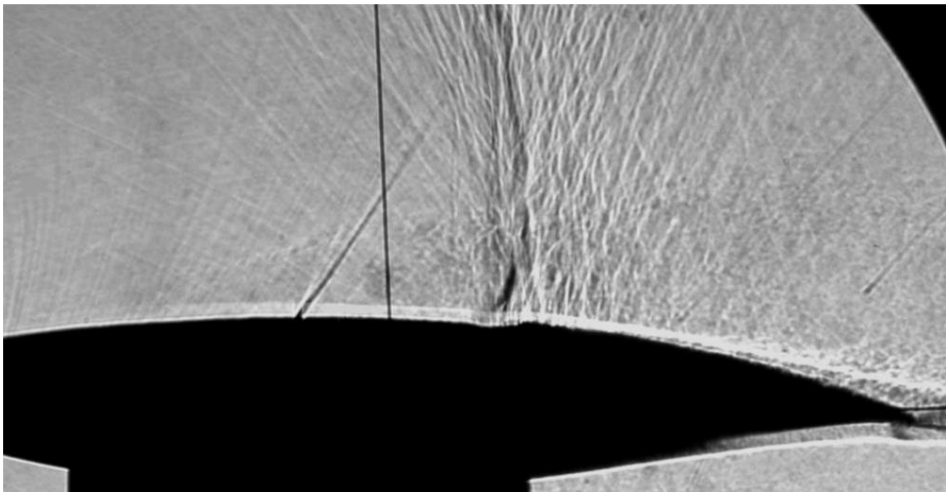
ИСЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТИ КАРТИНЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ С ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ ПРИ ОКОЛОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

М.А. Брутян, А.В. Потапчик (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Взаимодействие скачка уплотнения с пограничным слоем, возникающее при обтекании крыла на околозвуковых скоростях, оказывает определяющее влияние на рост сопротивления при увеличении числа Маха. По этой причине исследование картины взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем имеет важное научное и практическое значение.

Наглядную картину взаимодействия на модели профиля можно получить в аэродинамической трубе прямотеневым оптическим методом с помощью прибора Теплера. На получаемых таким образом оптических снимках хорошо видны скачки уплотнения и вихревые зоны в области за скачком, которые возникают при отрыве пограничного слоя. Однако получаемая при этом картина течения не является полной, поскольку на ней не визуализируется пограничный слой на обтекаемой поверхности крыла. Это связано с тем, что световые лучи выталкиваются из области больших поперечных градиентов плотности и смешиваются со световыми лучами, проходящими над пограничным слоем [1].

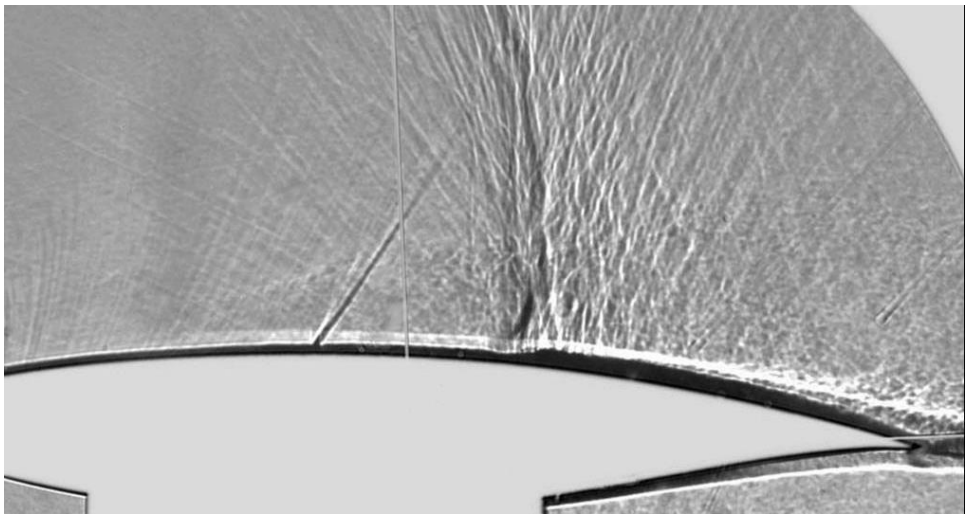
На фиг.1 в качестве примера представлена фотография картины взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем на модели аэродинамического профиля, полученная стандартным прямотеневым оптическим методом при числе Маха M_∞=0.76. На этом снимке, как обычно, область пограничного слоя сливается с контуром профиля, образуя единую темную конфигурацию.



Фиг. 1. Область пограничного слоя не различима на фоне темного контура

Для более полного исследования картины взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем, авторы усовершенствовали стандартный метод визуализации картины обтекания моделей в аэродинамических трубах при околозвуковых скоростях. Разработанный метод позволяет дополнительно визуализировать области больших градиентов плотности вблизи поверхности профиля [2].

На снимках, получаемых новым способом, области больших градиентов плотности в пограничном слое визуализируются в виде темной зоны, а исследуемая модель – в виде светлого контура. На фиг.2 в качестве примера представлена фотография картины взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем, полученная новым оптическим способом при тех же условиях, что и на фиг.1.



Фиг. 2. Область больших градиентов плотности различима на фоне светлого контура

Использование нового способа позволяет получить более полную картину взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем. При значении числа Маха перед скачком, превышающим некоторое критическое значение, на внешней границе пограничного слоя за скачком возникает вихревая структура, наличие которой является фактором, противодействующим отрывным явлениям вблизи обтекаемой поверхности. На поверхности профиля наблюдается темная зона, свидетельствующая о безотрывном течении в пограничном слое (Фиг. 2). Проведенные с помощью датчиков Стантона измерения поверхностного трения, показали, что возникновение вихревой структуры действительно приводит к положительным значениям трения на поверхности модели за скачком уплотнения.

Литература:
1. Брутян М.А., Петров А.В., Потапчик А.В. Новый метод оптических исследований состояния пограничного слоя в аэродинамическом эксперименте // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. XLVI. №6, С.3-9
2. Брутян М.А., Потапчик А.В. Способ визуализации обтекания модели профиля крыла при околозвуковых скоростях потока // Патент на изобретение, №2650046, гос. рег. 06.04.2018.

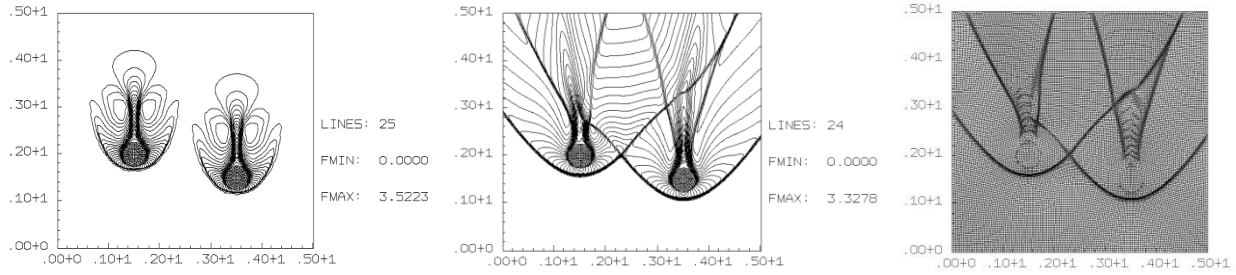
БЕЗМАТРИЧНЫЕ АЛГОРИТМЫ ДЛЯ НЕЯВНЫХ СХЕМ РЕШЕНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ УРАВНЕНИЙ ДИНАМИКИ ЖИДКОСТИ И ГАЗА

Н.Г. Бураго[1], А.Д. Никитин[2], И.С. Никитин[2] ([1]ИПМех РАН, [2]ИАП РАН, г. Москва)

Рассмотрено применение итерационных безматричных алгоритмов метода сопряженных градиентов для решения больших систем алгебраических уравнений, возникающих при реализации неявных схем для нестационарных задач механики сплошных сред.

Для решения системы алгебраических уравнений $C\mathbf{x} = \mathbf{d}$ в работе Хестенса и Штифеля [1] предложен итерационный метод сопряженных градиентов, отличительной чертой которого является то, что для определения точного решения потребное число итераций не превышает числа неизвестных N. В процессе итераций требуется алгоритм определения невязки $C\mathbf{x} - \mathbf{d}$, который легко реализуется без определения и запоминания матрицы C на основании вариационного уравнения метода Галеркина. В дополнение отметим, что для реализации алгоритма решения требуется 4 вектора длины N в случае самосопряженных задач и 5 векторов длины N в общем случае невырожденной задачи. Для обеспечения хорошей обусловленности

система уравнений предобусловливается с помощью приближенной обратной матрицы $\tilde{C}^{-1}$, в качестве которой применяется обращенная диагональная аппроксимация матрицы C. Описание безматричных алгоритмов на основе метода сопряженных градиентов для типичных неявных схем механики сплошной среды сделано в работе [2]. Реально для получения решений с машинной точностью требуется не более $\sqrt{N}$ итераций. Для нестационарных задач с малым шагом по времени число необходимых итераций в неявных схемах падает до лвух-трех, что приводит к квази-явным алгоритмам. На каждой итерации вычисления по методу сопряженных градиентов идентичны двухслойной явной схеме. Представлены примеры решения ряда задач гидродинамики, газовой динамики, сверхзвуковой аэродинамики. В гидродинамических расчетах несжимаемых течений или течений с малыми числами Маха предложенные алгоритмы для неявных схем необходимы там, где большая скорость звука (в пределе – бесконечная) не позволяет продвигаться по времени с помощью явной схемы. Численное решение нестационарных задач сверхзвуковой аэродинамики происходит, как правило, по явным схемам, но в этом случае неявные алгоритмы играют важную роль при решении дополнительной задачи адаптации подвижных сеток [3]. На Рис.1 представлен расчет процесса формирования и взаимодействия ударных волн при нестационарном сверхзвуковом обтекании двух цилиндров.



а) **б)** **в)**

Рис. 1. Изолинии местного числа Маха при обтекании двух цилиндров для моментов времени t=0.45 - а), t=7.0 - б), адаптивная сетка в момент t=7.0 - в).

Литература:
1. Hestenes M.R., Stiefel E. Method of Conjugate Gradients for Solving Linear Systems. // NBS J. 1952. Res. 49, pp. 409-436.
2. Бураго Н.Г., Никитин И.С. Безматричная реализация неявных схем методом сопряженных градиентов// Журнал вычислительной математики и математической физики. 2018. Том 58. № 8. С. 50-61.
3. Бураго Н.Г., Никитин И.С., Якушев В.Л. Гибридный численный метод решения нестационарных задач механики сплошной среды с применением адаптивных наложенных сеток// Журнал вычислительной математики и математической физики.. 2016. Т. 56. № 6. С. 1082-1092.

ПРОГРАММА РАСЧЁТА ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Н.В. Бучнев, Ф.Э.угли Мирзаев, Е.В. Фирсов, С.С. Чичерин (ПАО «Туполев», г. Москва)

Целью данной работы являлось создание программы расчёта посадочных характеристик самолёта:

– при различных атмосферных условиях;
– для заданной высоты расположения аэродрома;
– с учётом ветра и уклона взлётно-посадочной полосы (ВПП);
– с учётом состояния ВПП;
– с использованием тормозного парашюта;
– с использованием различной методики торможения колёсами шасси;
– для различных посадочных масс;
– с учётом коэффициента сцепления по ВПП.

Параметры посадки представлены для двух участков:

1 – воздушный участок;
2 – пробег.

1) Воздушный участок включает в себя снижение по глиссаде с высоты пересечения входной кромки ВПП (Н = 15м), выравниванием на заданной высоте с переключением режима работы двигателей на малый газ (МГ) и с последующим касанием ВПП основными колесами шасси.

2) На пробеге после касания ВПП основными колесами шасси выполняется опускание носовой стойки передних колес, после чего осуществляется выпуск интерцепторов, воздушных

тормозов и иных средств торможения. Для усиления эффективности торможения применяются тормоза колес и, при наличии на самолете, реверс тяги двигателей.

В программе предусмотрена возможность расчета посадки, как со всеми работающими двигателями, так и с отказом одного или двух двигателей.

Расчет может быть выполнен для различных масс, высот и коэффициентов сцепления с ВПП.

Для расчета посадочных характеристик самолета пользователь должен задать исходные данные:

- по самолету;
- по двигателю;
- по шасси;
- дополнительные данные.

Банк по аэродинамическим характеристикам включает зависимости $C_y = f1\ (\alpha)$ и $C_x = f2\ (\alpha)$ при выпущенных шасси, которые даны для нескольких положений закрылков.

Поляры задаются с влиянием и без влияния земли с учетом данных по интерцепторам и воздушным тормозам.

Пользователь может скорректировать поляру, вводя поправки на ΔC_x и ΔC_y.

Значения тяг двигателей задаются в числовом материале в виде зависимостей $R = f\ (\alpha_{руд}, M, \Delta t)$ для одной или нескольких высот.

Для корректировки тяги, не меняя высотно-скоростные характеристики (ВСХ) двигателя в Банке, пользователь может задать коэффициенты изменения реверса тяги или тяги на режиме МГ.

Дополнительно задаются потери тяги двигателя в воздухозаборнике, сопле двигателя от применения реверса, а также потери, обусловленные отбором воздуха на самолетные нужды.

Кроме того, определяются динамические характеристики двигателей в виде заранее заданных в Банке зависимостей относительной тяги $R_{отн}$ по относительному времени $\tau_{отн}$.

Перед расчетом задаются атмосферные условия: температура, давление, высота, а также ветер.

Вывод результатов на печать возможен в двух вариантах: в виде краткого заключения, содержащего основные выводы и в табличном виде, показывающий изменение всех параметров по времени.

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕАКТИВНЫХ СОПЕЛ ВРД В КОМПОНОВКЕ НА ВЕРХНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ФЮЗЕЛЯЖА РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЁТА

А.П. Быков, А.П. Мазуров, А.В. Шенкин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

При разработке перспективного регионального самолёта с ВРД необходимо учитывать требования по ограничению уровня шума реактивной струи на режимах взлёта. Одним из возможных путей решения проблемы снижения шума является разработка компоновки самолёта с двигателями, расположенными на верхней поверхности фюзеляжа. Предполагается, что снижение шума в такой компоновке можно обеспечить за счёт экранирования струи поверхностью фюзеляжа (и вертикальным оперением). При этом возникает множество проблем по части аэродинамики силовой установки, в особенности обеспечение устойчивости работы воздухозаборника и двигателя [1]. Немаловажное значение приобретает проблема интерференции струи с гондолой и с фюзеляжем, а также определение тяговых характеристик сопла с учётом внешнего сопротивления хвостовой части гондолы.

В настоящей работе рассмотрены варианты компоновки двухдвигательной силовой установки на верхней поверхности фюзеляжа регионального самолёта:

– двигатели с круглыми соплами расположены на поверхности фюзеляжа;

– двигатели с круглыми соплами расположены на пилонах сверху фюзеляжа;

– двигатели с плоскими соплами расположены на поверхности фюзеляжа.

Двигатели располагались в отдельных гондолах и были разнесены на небольшое (20% от диаметра гондолы) расстояние друг от друга. Реактивные сопла представляли собой суживающиеся насадки с гладким контуром.

Расчёты полей течения около компоновок проводились на основе RANS и модели турбулентности SST с использованием программного пакетаCFD-FASTRAN (лицензия 2482).

Рассматривались два случая:

– истечение струи в затопленное пространство при перепаде давления π_c=1.5 (режим взлёта);

– истечение струи при перепаде давления π_c=2.1 в спутный поток с числом M=0.75 (крейсерский режим).

При расчётах применялась структурированная многоблочная сетка со сгущением узлов вблизи поверхности тела. Входная левая граница расчётной области располагалась примерно посередине гондолы в расчётах затопленной струи и примерно посередине фюзеляжа при наличии внешнего потока. Правая граница располагалась на срезе фюзеляжа. Поскольку рассматриваемая компоновка имеет вертикальную плоскость симметрии, течение рассчитывалось только в одном полупространстве.

В результате расчётов получены характерные спектры течения в струе и во внешнем потоке. Выявлено наличие отрыва потока от поверхности хвостовой части гондолы; наиболее обширная область отрыва имеет место в компоновке с плоскими соплами и сравнительно небольшая – в компоновке с круглыми соплами без пилонов.

Внутренние потери тяги равны примерно 0.15% в круглых соплах и 0.5% в плоских. Потери эффективной тяги сопел рассмотренных компоновок обусловлены главным образом внешним сопротивлением суживающейся хвостовой части гондолы. Сравнительный анализ показал, что наименьшее сопротивление (1.4% идеальной тяги сопла) имеет компоновка с круглыми соплами и гондолами, лежащими на поверхности фюзеляжа, а наибольшее (12%) – компоновка с плоскими соплами; сопротивление хвостовой части гондол, установленных на пилонах, составляет примерно 4% идеальной тяги.

Литература:

1. Иванюшкин А.К., Кажан Е.В., Коротков Ю.В., Скоморохов С.И. Исследование воздухозаборников ТРДД в надфюзеляжной компоновке силовой установки. В сб.: Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике, 2018г., ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, с. 131-132.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ НЕРАВНОВЕСНОГО ТЕПЛООБМЕНА И КАТАЛИТИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ МАТЕРИАЛОВ

А.В. Ваганов, Б.Е. Жестков, И.В. Сенюев, М.М. Целунов, В.В. Штапов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), В.И. Сахаров (НИИМ МГУ, г. Москва)

Рассмотрена методика исследования неравновесного теплообмена и определения каталитических свойств образцов материалов и покрытий. Эксперименты проводились в аэродинамической трубе (АДТ) ВАТ-104 ЦАГИ, позволяющей моделировать условия полета со скоростью 4-8 км/с на высотах 60-100 км. АДТ оснащенна высокочастотным индукционным подогревателем газа, обеспечивающим нагрев рабочего газа до высоких температур (7000-10000 K) без загрязнения примесями. Скорость потока составляет 4-5 км/с, числа Маха M=4-8, тепловой поток Q=0.1-4 МВт/м^2. Реализуется хорошая стабильность и повторяемость режимов (не хуже 97%), возможность иметь непрерывное время цикла испытаний до 20 минут и большой общий ресурс (10^4 часов). Эти возможности АДТ ВАТ-104 чрезвычайно важны при испытаниях материалов и элементов теплозащиты аппаратов, исследованиях неравновесного теплообмена и каталитических свойств материалов.

Для расчетного сопровождения эксперимента, в рамках уравнений Навье-Стокса, химически неравновесной модели газовой среды и упрощенных уравнений Максвелла, проведено численное моделирование течений в подогревателе, сверхзвуковом сопле и в рабочей части АДТ ВАТ-104, позволившее уточнить условия эксперимента на новых режимах. Выполнены параметрические численные исследования обтекания высокотемпературной недорасширенной струей диска из керамики для условий эксперимента, что позволило определить каталитические свойства образцов высокотемпературной керамики.

Основной вклад в тепловой поток для неравновесных условий воздействия высокотемпературного диссоциированного потока вносит гетерогенная рекомбинация атомов. Поэтому важным свойством высокотемпературных материалов является каталитическая активность, существенно влияющая на величину теплового потока к поверхности образца. При этом для материалов с низкой каталитической активностью следует ожидать существенного снижения теплового потока. Кроме того, в условиях воздействия химически активного высокотемпературного диссоциированного потока в сочетании с высокими тепловыми и

механическими нагрузками подобные материалы могут обладать повышенной термохимической устойчивостью.

Разработана методика измерений яркостной температуры и излучательной способности образцов материалов при температурах до 3500 K. Яркостная температура образца измеряется пирометром на базе цифровой ПЗС камеры VS-CTT-285/E/P-2001 на длине волны 890 нм и тепловизором Тандем VS-415U на 650 нм. Спектральная температура и излучательная способность определяются по спектру теплового излучения образца, регистрируемого с помощью спектрографа Ocean Optics USB2000+. Значения излучательной способности образца и яркостной температуры позволяют определить температуру образца.

Образцы устанавливались на специальных поддерживающих устройствах, позволяющих их теплоизолировать. Тепловой поток к образцу находился по распределению радиационно-равновесной яркостной температуры. Образцы, в частности, поддерживаются с помощью соломки из корунда диаметром 3-4 мм, что позволило теплоизолировать образец и проводить испытания при температуре до 2500 K. Использование соломки из карбонитрида бора или высокотемпературных оксидов в поддерживающем устройстве позволило проводить испытания при температуре образцов до 3500 K.

Константы скорости гетерогенной рекомбинации K_w материалов и покрытий определялись двумя методами. Как правило, K_w определялась модифицированным расчетно-экспериментальным способом по разности теплового потока к исследуемому и эталонному теплоизолированым образцам и каталитической активности эталонного образца в идентичных условиях. Константа скорости гетерогенной рекомбинации высокотемпературной керамики (на основе диборида гафния после образования термобарьерной пленки оксида гафния) K_w = 32.5 м/с при температуре 2700 K определена из условия совпадения значений тепловых потоков к наветренной стороне диска, полученных на основе экспериментальных данных и в результате параметрического численного моделирования неравновесного теплообмена.

Приведены данные о каталитических свойствах ряда материалов и результаты измерений теплового потока к образцам, имеющим разную каталитическую активность. Показано, что при воздействии высокоскоростного потока плазмы температура образцов высокотемпературной керамики скачком увеличивается на примерно 1000 K, а удельный тепловой поток возрастает втрое. Это происходит в результате образования термобарьерной пленки HfO_2, (ZrO_2 или HfN для различных типов керамики и испытаний в потоках воздушной или азотной плазмы), имеющей высокую каталитическую активность. Перепад температур на термобарьерной пленке толщиной 0.5 мм составляет до 1500 K.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, Гранты 18-08-00020-а и 17-01-00054.

УСТОЙЧИВОСТЬ СТАЦИОНАРНЫХ ТЕЧЕНИЙ В КАНАЛАХ ПЕРЕМЕННОЙ ПЛОЩАДИ С ПЕРЕСЖАТОЙ ДЕТОНАЦИОННОЙ ВОЛНОЙ И ВОЛНОЙ ЧЕПМЕНА-ЖУГЕ

Х.Ф. Валиев, А.Д. Егорян, А.Н. Крайко (ФГУП «ЦИАМ», г. Москва)

Изучена устойчивость стационарных течений невязкого и нетеплопроводного газа в каналах переменной площади с самоподдерживающейся ("Чепмена - Жуге") или пересжатой детонационной волной (ДВ). Стационарные и нестационарные течения описываются уравнениями одномерного приближения с ДВ – нормальной оси канала поверхностью разрыва. Горючая смесь до ДВ и продукты сгорания за ней – совершенные газы с разными до и за ДВ постоянными теплоемкостями и аддитивными постоянными в формуле для внутренней энергии.

Число Маха за ДВ Чепмена - Жуге ($ДВ_{CJ}$) равно единице. Поэтому она может стоять только в расширяющимся канале. При анализе устойчивости $ДВ_{CJ}$ сначала допускается, что после начального возмущения ДВ остаётся $ДВ_{CJ}$. Это сводит анализ к простому нахождению производной числа Маха $ДВ_{CJ}$ по числу Маха стационарного потока перед ДВ. Показано, что она всегда меньше единицы и исследуемые течения неустойчивы. На самом же деле, возмущённая $ДВ_{CJ}$ пересжатая, т.е. принятое допущение неверно. Тем не менее, вывод о неустойчивости стационарных течений с $ДВ_{CJ}$ в расширяющихся каналах верно благодаря двум соображениям: 1. При одинаковых параметрах перед ДВ скорость пересжатой ДВ больше скорости $ДВ_{CJ}$. 2. Нужно ограничиться смещениями ДВ против потока. Для них важен лишь факт большей скорости пересжатой ДВ, а не её величина. Для смещений ДВ по потоку нужна информация, которую простой подход дать не может. Поскольку, однако, смещения ДВ против потока ведут к неустойчивости, то знать, что будет при смещениях ДВ по потоку и не требуется.

Вроде все ясно, но возникает вопрос об "игре возмущений" в примыкающих к пересжатой ДВ дозвуковых областях. В похожих задачах с ударными волнами без разрешения таких игр обойтись невозможно. Здесь же уже первое знакомство с проблемой пугает непреодолимыми трудностями, но получается проще и интереснее. Особенность возникшей проблемы – отсутствие в линеаризованных условиях на возмущенной $ДВ_{CJ}$ инварианта, приносимого C^--характеристиками на пересжатую ДВ справа (газ течёт слева направо). В результате влияние отражённых акустических волн, проявляясь через квадрат этого инварианта, не зависит от его знака. Благодаря этому ограничение возмущениями, смещающими $ДВ_{CJ}$ против потока, как и при простом подходе, приводит к выводу о неустойчивости исследуемых течений.

Анализ устойчивости стационарных течений с пересжатыми ДВ и примыкающими к ним дозвуковыми потоками опирается на подходы, развитые для течений с ударными волнами. Отличия – в инструментах анализа. Ими стали последовательно работающие программы численного решения стационарных и нестационарных уравнений, описывающих в одномерном приближении исследуемые течения. Сначала для заданных: формы канала, параметрах, определяющих режим течения (в частности, сверхзвукового числа Маха на входе), констант, характеризующих горючую смесь и продукты сгорания и стационарного положения пересжатой ДВ по конечным соотношениям программа расчёта стационарного течения находит распределения параметров во всём канале. Типичные каналы имели сужающийся-расширяющийся входной участок со сверхзвуковым числом Маха в минимальном сечении. В некотором сечении расширяющегося участка с числом Маха M_1 ставится пересжатая ДВ с заданным стационарным числом Маха $M_2 < 1$ за ней. Правее ДВ расширение переходит в цилиндрический участок, а затем в сопло Лаваля с $M_m = 1$ в его минимальном сечении. При времени $t = 0$ в примыкающем к ДВ дозвуковом потоке задаются разные возмущения. Их эволюцию определяет программа численного решения уравнений нестационарного течения на отрезке канала с подвижной левой границей – ДВ и неподвижной правой – сечением $x = X$ в сверхзвуковом сопле. Расчёты по разностной схеме С.К. Годунова повышенного порядка аппроксимации по t и x ведутся на подвижной, равномерной на каждом временном слое сетке. Движущаяся ДВ выделяется так, что её скорость D, координата $x_1(t)$ и все параметры за волной на каждом новом слое определяются законами сохранения на разрыве, уравнением $dx_1/dt = D$ и условием совместности для C^--характеристики, приходящей на ДВ справа. Так как течение слева от ДВ невозмущённое стационарное, то все его параметры – известные функции x_1.

Проведённые расчёты, продемонстрировав работоспособность и эффективность развитого подхода и созданных программ, выявили примеры устойчивых течений с пересжатыми ДВ в "двигателеподобных" каналах описанного выше типа.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (№ 17-01-00126 и 18-31-20059).

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО АКУСТИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ФОРМЫ ЛОПАТОК СПРЯМЛЯЮЩЕГО АППАРАТА ВЫСОКОНАГРУЖЕННОГО ВЕНТИЛЯТОРА ДЛЯ ДОЗВУКОВОЙ АДТ

П.М. Васенина, Т.Д. Глушков, Г.И. Замолодчиков, С.А. Исакович, Н.А. Семилет, А.С. Фурашов
(НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

С целью акустической оптимизации формы лопаток спрямляющего аппарата высоконагруженного вентилятора дозвуковой АДТ была проведена серия расчетов в пакете вычислительной гидроаэродинамики Ansys CFX в стационарной и нестационарной постановке.

Расчеты, проведенные в стационарной постановке, позволили определить влияние формы оси совмещения профилей лопаток спрямляющего аппарата высоконагруженного вентилятора АДТ на интегральные аэродинамические характеристики вентиляторной установки.

Расчеты, проведенные в нестационарной постановке, позволили определить влияние формы оси совмещения профилей лопаток спрямляющего аппарата высоконагруженного вентилятора АДТ на акустические характеристики вентиляторной установки.

Расчеты позволили отыскать форму оси совмещения профилей лопаток спрямляющего аппарата, обеспечивающую лучшие акустические характеристики при минимальных потерях в интегральных аэродинамических характеристиках вентиляторной установки.

Показано, что наиболее аэроакустически благоприятной является форма оси совмещения профилей лопаток спрямляющего аппарата с комбинированным отклонением в двух плоскостях. Предложено 3 варианта исполнения лопаток спрямляющего аппарата:

1. Позволяет уменьшить уровень пульсаций статического давления на поверхности лопаток рабочего колеса на 0.25 дБ без потери экономичности вентиляторной установки.

2. Позволяет уменьшить уровень пульсаций статического давления на поверхности лопаток рабочего колеса на 1.1 дБ при снижении КПД вентиляторной установки на 1.61%.

3. Позволяет уменьшить уровень пульсаций статического давления на поверхности лопаток рабочего колеса на 0.79 дБ при увеличении КПД вентиляторной установки на 0.4%.

ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЬНОГО ЖЕСТКОГО НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

В.А. Вершков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Основным объектом исследования в рамках представленной работы является модельный несущий винт, представляющий собой жесткий четырехлопастной винт с постоянным шагом лопастей. Было проведено численное исследование аэродинамических и акустических характеристик изолированного модельного несущего винта вертолета на режиме косого обтекания при различных скоростях набегающего потока в пакете CFD программ ANSYS CFX и российском пакете программ NOISEtte, разработанном в ИПМ им. Келдыша РАН.

Лопасти рассматриваемого винта (Рисунок 1) имеют аэродинамический профиль NACA-0012, хорда лопасти составляет b = 0.15 м, крутка отсутствует, радиус комля лопасти составляет r_o = 0.2 м. Общий шаг лопастей составляет 8˚. Радиус винта – R = 1.2 м, центральное тело представляет собой эллипсоид, имеющий горизонтальный и вертикальный радиусы r1 = 0.04 м и r2 = 0.2 м соответственно.

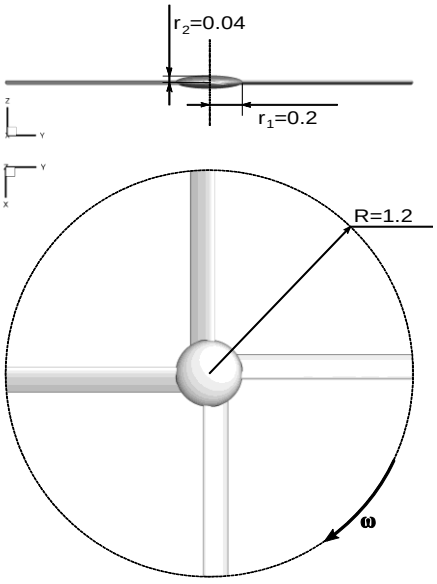


Рис. 1. Геометрия моделируемого несущего винта

Скорость вращения винта была зафиксирована и равнялась 360 об/мин, что соответствовало концевой скорости лопасти ωR = 45.24 м/с. Скорость набегающего потока составляла 11.31 м/с. Физические параметры невозмущенного потока в расчете были выбраны следующими: плотность воздуха 1.225 кг/м3, давление 103025 Па, температура воздуха 23˚C.

Полученные результаты коэффициента нормальной силы c_n показали удовлетворительное, а в некоторых сечениях и хорошее согласование с экспериментальными данными. Построены диаграммы направленности общего уровня звукового давления, генерируемого винтом, на расстоянии 15, 50, 100 и 150м, полученные в результате численного моделирования в программном комплексе NOISEtte. Получено, что максимальное значение шума винта достигается в плоскости вращения винта и на расстоянии 15 м от винта достигает значения 80 Дб.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЙ РЕАГИРУЮЩЕГО ГАЗА

В.В. Власенко, Е.С. Матяш, С.С. Молев (*ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский*)

Высокоскоростные течения вязкого газа с горением и детонацией в каналах отличаются двумя существенными особенностями – многомасштабностью и нестационарностью. При этом для течений в каналах характерно наличие длинной обратной связи между началом и концом канала, что приводит к необходимости описания в расчете длительных интервалов по времени. Для построения двумерных моделей таких течений необходимы технологии, существенно повышающие скорость расчета при сохранении качества описания физических процессов.

Чтобы сократить примерно на порядок время расчетов при сохранении качества описания нестационарных процессов, в ЦАГИ была разработана технология дробного шага по времени (ДШВ) [1]. Расчет течения ведется с использованием явной аппроксимации пространственных потоков, что гарантирует высокое качество описания распространения возмущений по пространству. Но в разных ячейках расчетной сетки расчет ведется с разным шагом по времени.

Шаги по времени в разных ячейках различаются в 2^k раз. К сожалению, распараллеливание технология ДШВ - очень сложная задача. Эта задача частично решается путем оптимизации распределения нагрузки между вычислительными узлами [2]. Для существенного повышения эффективности распараллеливания предложено использовать линейно-неявную численную схему с дуальным шагом по времени вдоль сеточных линий, пересекающих твердую границу с прилипанием потока и прилегающих к смежной границе между соседними блоками расчетной сетки. Устойчивость и эффективность линейно-неявных схем изучались в литературе, и есть примеры успешного применения линейно-неявных схем к трудным практическим задачам [3]. Дополнительной особенностью схемы является расщепление по физическим процессам: подсистема уравнений, описывающая баланс массы компонент реагирующей смеси, решается отдельно от подсистемы уравнений, описывающей баланс массы, импульса, энергии и параметров турбулентности.

Еще одним способом повышения эффективности расчета является построение «на лету» базы данных для решения уравнений кинетики. Жесткие нелинейные уравнения химической кинетики решаются в каждой ячейке на каждом шаге по времени при помощи метода Ньютона. Он занимает основную часть общего времени расчета. Возможным способом значительного снижения этих затрат является метод ISAT (In Situ Adaptive Tabulation) [4]. Пространство параметров, от которых зависит решение уравнений кинетики, дискретизируется (покрывается сеткой с конечным числом шагов для каждого параметра). Во время расчета решение системы уравнений определяется для узлов таблицы, ближайших к значениям, полученным во время расчета. Это решение сохраняется в памяти и используется, если в расчете снова возникают близкие значения параметров. Для продолжительных расчетов нестационарных квазипериодических процессов набор используемых узлов вскоре перестает меняться. Предложена реализация метода ISAT, в которой в качестве хранилища базы данных решений химических уравнений используются хэш-таблицы [5]. Для существенного сокращения объема оперативной памяти, выделяемой под хранение хэш-таблицы, алгоритм совершения шага по времени модифицирован так, что решение системы уравнений кинетики не зависит от потоков через грани ячейки, а определяется только локальными параметрами течения в ячейке. К настоящему времени использование метода ISAT позволяет ускорить расчет в 5 раз.

Работа выполнена при поддержке Минобрнауки РФ (договор № 14.G39.31.0001).

Литература:
1. Молев С.С. Повышение качества моделирования нестационарных процессов при использовании явной схемы с дробным шагом по времени //Ученые записки ЦАГИ. – 2015. – Т. 46. – №. 8. – С. 53-70.
2. Молев С.С. Оптимизация параллельной версии численной схемы с методом дробного шага по времени. // В сборнике: Материалы XXVIII Научно-технической конференции по аэродинамике. – ЦАГИ. – 2017. – С. 175.
3. Otero E., Eliasson P. Acceleration on stretched meshes with line-implicit LU-SGS in parallel implementation. // International Journal of Computational Fluid Dynamics. – 2015. – Vol. 29. – No.2. – P. 133-149.
4. Pope S.B. Computationally efficient implementation of combustion chemistry using In Situ Adaptive Tabulation. // Combustion Theory and Modelling. – 1997. – Vol.1. – No.1. – P.41-63.
5. Ворожцов А.В., Винокуров Н.А. Алгоритмы: построение, анализ и реализация на языке программирования Си. // М., МФТИ. – 2007. – 452 с.

ТЕСТИРОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОГО ГОРЕНИЯ НА ОСНОВЕ УПРОЩЕННОЙ СИСТЕМЫ УРАВНЕНИЙ

В.В. Власенко, А.Ю. Ноздрачев (*ФГУП «ЦАГИ», ФАЛТ МФТИ, г. Жуковский*)

Для анализа и отладки численных методов решения задач вычислительной аэродинамики удобно перейти от полной системы уравнений, описывающих задачу, к модельным уравнениям, которые сильно сокращают объем вычислений, сохраняя при этом наиболее существенные математические свойства исходной системы. В настоящей работе этот подход применяется для анализа математических моделей турбулентного горения и для разработки численных методов решения системы уравнений Рейнольдса, дополненной моделями турбулентного горения. Предложен двумерный модельный аналог этой системы уравнений. Вместо уравнения импульса в системе Рейнольдса, рассматривается уравнение Бюргерса с дополнительной поперечной диффузией, что позволяет моделировать пограничные слои и слои смешения:

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \bar{u}\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} = \frac{\partial}{\partial x}\left[(\nu + \nu_T)\frac{\partial \bar{u}}{\partial x}\right] + \frac{\partial}{\partial y}\left[(\nu + \nu_T)\frac{\partial \bar{u}}{\partial y}\right], \quad (1)$$

где черта сверху означает осреднение по времени. Для описания турбулентной диффузии используется модель турбулентности $q-\omega$ Коукли. Чтобы описать смешение топлива с окислителем, вводится переменная смешения z, которая равна 1 в областях течения с чистым топливом, 0 в областях с чистым окислителем, а в зонах смешения плавно меняется от 0 до 1. Для моделирования химических реакций использована модель кинетики горения метана в воздухе с единственной глобальной реакцией (Westbrook, Dryer, 1981). Если допустить, что кинетическая энергия мала по сравнению с тепловой энергией, теплоемкость C_p и молекулярный вес постоянны, а все числа Прандтля и Шмидта равны единице, то массовые доли всех веществ оказываются линейными функциями от параметра смешения z и от температуры T, а процессы смешения и горения опишутся двумя дифференциальными уравнениями:

$$\frac{\partial \bar{z}}{\partial t}+\bar{u}\frac{\partial \bar{z}}{\partial x}=\frac{\partial}{\partial x}\left[\left(\nu+\nu_T\right)\frac{\partial \bar{z}}{\partial x}\right]+\frac{\partial}{\partial y}\left[\left(\nu+\nu_T\right)\frac{\partial \bar{z}}{\partial y}\right],$$
$$\frac{\partial \bar{T}}{\partial t}+\bar{u}\frac{\partial \bar{T}}{\partial x}=\frac{\partial}{\partial x}\left[\left(\nu+\nu_T\right)\frac{\partial \bar{T}}{\partial x}\right]+\frac{\partial}{\partial y}\left[\left(\nu+\nu_T\right)\frac{\partial \bar{T}}{\partial y}\right]+\bar{W}Q/C_p, \quad (2)$$

где $\bar{W}$ - средняя скорость реакции, Q - ее тепловой эффект.

Одним из подходов к моделированию турбулентного горения являются модели частично перемешенного реактора (PaSR). В этих моделях предполагается, что горение происходит только в части объема, охваченного турбулентностью, - в т.н. “тонких структурах”, размеры которых связаны с размерами мельчайших турбулентных вихрей. “Тонкие структуры” приближенно считаются гомогенными реакторами, к которым молекулярная диффузия непрерывно подводит свежую смесь из окружающего пространства и от которых за счет молекулярной диффузии непрерывно отводятся продукты сгорания. Тогда $\bar{W}=\gamma^* W^*$, где γ^* - объемная доля тонких структур, W^* - скорость реакции в тонких структурах. Рассмотрена наиболее сложная модель класса PaSR – Extended PaSR (Moule, Sabel’nikov, Mura, 2011), в которой решается дифференциальное уравнение для γ^*, а также дополнительные дифференциальные уравнения для характеристик “тонких структур” - z^*, T^*, в которые входят дополнительные источниковые члены, описывающие обмен между тонкими структурами и окружающим их пространством. Полное число уравнений в модельной системе равно 8.

Создана программа, реализующая явный и неявный численные методы для решения описанной модельной системы уравнений. Представлены результаты решения задач о свободной и пристенной турбулентных струях метана в спутном потоке воздуха с использованием этой программы. Показано влияние различных параметров модели EPaSR на решение этих задач.

Работа выполнена при поддержке Минобрнауки РФ (договор № 14.G39.31.0001).

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ И УТОЧНЕНИЕ ОБЛИКА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ БПЛА СХЕМЫ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

А.Н. Власов, Р.М. Мурзагалин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В ЦАГИ в течении нескольких лет проводились исследования компоновки и алгоритмов автоматического управления БПЛА схемы «летающее крыло». Некоторые результаты этих работ докладывали на научно-технических конференциях ЦАГИ по аэродинамике (в частности, на XXVI, XXVII, XXIX).

Рассматривается неманевренный самолёт с крылом очень большого удлинения, без вертикального оперения. Органы управления – элевоны, интерцепторы, расщепляющиеся щитки, хвостовой руль с обдувом реактивной струёй двигателя.

В последнее время проведено уточнение алгоритмов управления воздушным тормозом, которое позволило улучшить характеристики устойчивости и управляемости, в частности, обеспечить приемлемый уровень запаса момента тангажа на пикирование.

По линии компоновки – показала необходимость реализации в конструкции элементов для предотвращения зацепления концов крыла ВПП (при взлёте с боковым ветром).

Основное внимание уделялось режимам взлёта и посадки. Для обеспечения посадки в условиях вертикального ветра показана необходимость введения дополнительных средств воздушного торможения, обеспечивающих увеличение лобового сопротивления на

$\Delta C_x \approx 0.07...0.08$ (α~10°…12°). Причина – сравнительно высокая тяга двигателя на режиме «малый газ».

Были рассмотрены различные варианты дополнительных средств воздушного торможения. Для реализации выбраны щитки (интерцепторы) на верхней поверхности центроплана.

По результатам испытаний в АДТ, отклонение этих органов значительно уменьшает несущие свойства на посадочных углах атаки. При $\delta_{инт} = 60°$ и α~0…10° $\Delta C_y \approx -0.13...0.14$.

Поэтому указанное мероприятие, обеспечив решение проблемы посадки, приводит к увеличению скорости посадки (при весе G~7…10т $V_{пос}$ увеличивается примерно на 20%, по сравнению с ситуацией дополнительный $\Delta C_x \approx 0.07$, но $\Delta C_y, \Delta m_z = 0$). Это может создавать проблемы при движении по полосе, влиять на прочность пневматиков, увеличивается посадочная дистанция.

МЕТОДИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ЧИСЛЕННОГО МЕТОДА С ВСТРОЕННЫМИ ЭМПИРИЧЕСКИМИ КРИТЕРИЯМИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА НА ПОВЕРХНОСТИ КОНУСА ПРИ БОЛЬШИХ ЧИСЛАХ МАХА

Н.В. Воеводенко, А.А. Губанов, Ю.Г. Швалев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

При больших сверхзвуковых скоростях полета существенное влияние на аэродинамические характеристики ЛА оказывает явление ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) в пограничном слое на поверхности летательного аппарата. В первую очередь он влияет на тепловые процессы, коэффициент аэродинамического сопротивления и аэродинамическое качество ЛА. Поэтому при выборе метода численного моделирования обтекания ЛА на таких режимах важно, чтобы метод корректно моделировал ЛТП. Однако это является весьма сложной задачей даже для современного уровня развития вычислительной техники и численных методов. Корректное численное моделирование ЛТП представляется возможным на основе прямого численного моделирования решения уравнений Навье-Стокса (DNS – методы). Однако в настоящее время построение DNS – решения для тел сложной геометрии технически невозможно из-за того, что это требует огромных объемов вычислительных ресурсов.

В связи со сложностью рассматриваемого явления, наряду с численным моделированием развиваются эмпирические методы, которые предсказывают начало ЛТП и его протяженность с помощью простых формул, полученных в результате обобщения и анализа больших массивов экспериментальных данных, полученных как в аэродинамических трубах, так и в летном эксперименте. Однако эмпирические методы также имеют существенные ограничения и требуют проведения методических исследований, направленных на валидацию методов, определение диапазона применимости и точности.

В данной работе представлены результаты методических исследований, направленных на определения возможности определения положения ламинарно-турбулентного перехода с помощью эмпирических критериев, встроенных в численный метод, основанный на решении уравнений Эйлера и гиперзвуковой теории малых возмущений. Численный метод реализован в пакете программ NINA, разработанном в ЦАГИ [1]. В качестве эмпирических методов определения ЛТП выбраны критерии Симеонидеса [2] и Берри [3], их результаты сравниваются с данными эксперимента.

Проведены методические исследования ЛТП на поверхности конусов с полууглами при вершине Θ = 0, 5°, 10° и 20° в диапазоне чисел Маха M=1.8÷10 при углах атаки α = 0, 10°, 20°, 30° и чисел Рейнольдса $Re=(3\div45)\cdot10^6$. Результаты расчетов с помощью численного метода с встроенными эмпирическими критериями сравниваются с экспериментальными данными, полученными в высокоскоростной АДТ ЦАГИ Т-116 [4]. Область перехода на поверхности модели определялась тепловым способом по значениям коэффициента теплоотдачи (числу Стантона), который определялся с помощью специальных термодатчиков. Определение области перехода основано на значительной разнице чисел Стантона в ламинарном и турбулентном погранслое.

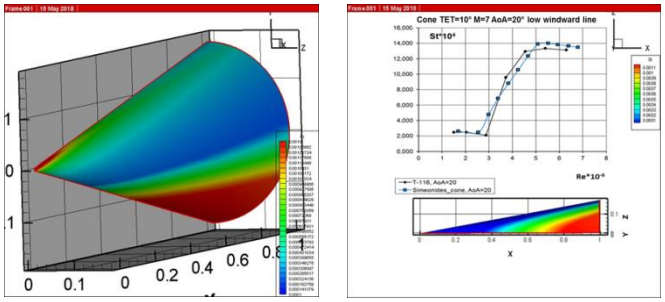


Рис. 1. Число Стантона на поверхности конуса, сравнение эксперимента и эмпирических критериев

Результаты расчетных исследований и их сравнение с данными эксперимента показаны на Рис. Распределение числа Стантона на поверхности конуса с θ=10° при M=7 и α=20°, полученное с помощью численного метода с использованием критерия Симеонидеса показано на Рис.1. Как видно на графике, критерий Симеонидеса в данном случае дает результат очень близкий к эксперименту.

Литература:

1. Voevodenko N.V. Computation of Supersonic/Hypersonic Flow Near Complex Configurations. *ICAS-94-5.2.3*, 19th ICAS Congress, Anahime, CA, USA, 1994.
2. Simeonides G. A. Laminar-Turbulent Transition Correlations in Supersonic/Hypersonic Flat Plate Flow – Attached versus Separated Flow. 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, 14 - 19 September 2008, Anchorage, Alaska, USA, 2008.
3. Berry S. et al. Boundary Layer Transition on X-43A', 38th AIAA Fluid Dynamics Conference. Seattle WA, USA, 23-26 June 2008: AIAA-2008-3736, 2008.
4. Швалев Ю.Г. Исследования перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на моделях в аэродинамической трубе Т-116 ЦАГИ // Труды ЦАГИ, Выпуск 2693, 2011.

МОДЕРНИЗАЦИЯ МЕТОДИКИ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗВУКОВОГО УДАРА В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ ЦАГИ И РАЗВИТИЕ РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ МЕТОДОВ ИССЛЕДОВАНИЯ

В.В. Вождаев, А.И. Иванов, А.Ф. Киселёв, В.В. Коваленко, В.Е. Мошаров, Т.М. Притуло, Д.С. Сбоев, Л.Л. Теперин, С.Л. Чернышёв, В.Г. Юдин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

На настоящее время основным препятствием для создания гражданского сверхзвукового самолёта второго поколения является требование приемлемости уровня звукового удара на местности. Поэтому представляет большой интерес развитие и совершенствование как экспериментальных, так и расчётных методов исследования звукового удара. Представленные в данной работе результаты были выполнены с помощью разработанного в ЦАГИ комплексного гибридного метода, основанного на измерении возмущённого давления в ближнем поле модели в рабочей части аэродинамической трубы и дальнейшем пересчёте данных измерений на большие расстояния с помощью квазилинейной теории. Для определения давления в ближнем поле модели предложен метод, использующий люминесцентные преобразователи давления (ЛПД). Методика ЛПД основана на явлении тушения люминесценции органических люминофоров кислородом воздуха. Для реализации метода исследуемая поверхность покрывается специальной краской, представляющей собой тонкий слой полимера, проницаемого для кислорода и содержащего молекулы люминофора. Люминофор возбуждается светом соответствующей длины волны и измеряется интенсивность люминесценции или время жизни возбужденных молекул, которые обратно пропорциональны давлению. Начальные данные для расчета звукового удара вычисляются исходя из теоремы Ю.Л. Жилина, согласно которой данная задача может быть сведена к исследованию обтекания некоторого эквивалентного тела вращения. Приводятся результаты измерений распределений давления в ближнем поле моделей ЛА, выполненных в АДТ ЦАГИ. Здесь обычно наблюдаются нерегулярные возмущения, вызванные особенностями эксперимента. Анализируются причины искажения полезного сигнала. Предложена специальная процедура обработки результатов измерений давления, полученных с помощью термоиндикаторных покрытий, основанная на методах вейвлет-анализа, которая позволила снизить влияние случайных помех и повысить точность интегрирования поля давления при определении формы эквивалентного тела вращения.

Для проведения экспериментальных исследований распределения давления в ближнем поле моделей летательных аппаратов (ЛА) в аэродинамических трубах (АДТ) ЦАГИ Т-113 и Т-112 в рабочей части вышеупомянутых АДТ была установлена тонкая измерительная пластина, при этом расстояние между пластиной и рассматриваемой моделью варьировалось. С целью оценки влияния пограничного слоя на результаты измерений распределения возмущенного давления на пластине в условиях эксперимента в АДТ Т-113 выполнено численное моделирование обтекания модели конус-цилиндр с использованием вычислительного комплекса

ANSYS CFX (лицензия ЦАГИ № 501024), основанного на решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Сформулированы рекомендации по применению усовершенствованной методики в большой промышленной аэродинамической трубе ЦАГИ Т-109. При этом стенка трубы будет использоваться в качестве измерительной пластины.

РАЗРАБОТКА ИНТЕГРАЛЬНЫХ АЛГОРИТМОВ ПРОДОЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЁТА

А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящее время отечественные и зарубежные авиастроительные фирмы ведут активную работу над созданием вертолётов с электродистанционными системами управления (ЭДСУ) [1]. В немалой степени, этому процессу способствует успешный опыт применения таких систем управления на самолётах, где их внедрение позволило повысить лётно-технические характеристики, пилотажные свойства и способствовало повышению безопасности полёта. Последнее связано, в числе прочего, с возможностью реализации с помощью ЭДСУ надёжных ограничителей параметров полёта — нормальной перегрузки, угла атаки и т.д.

Одновременно создаются новые нормативные требования, подразумевающие значительное изменение характеристик устойчивости и управляемости вертолёта посредством системы управления. Удовлетворить этим нормам, используя традиционную для вертолётов необратимую бустерную систему управления с ограниченным сигналом автоматики, практически невозможно. Это также способствует внедрению ЭДСУ на вертолётах.

Наиболее полно современный взгляд на требования к пилотажным характеристикам вертолётов отражен в стандарте ADS-33 [2].

Этот стандарт накладывает достаточно жёсткие ограничения на характеристики устойчивости и управляемости вертолёта и, помимо прочего, требует реализации различных типов реакции (т.е. вида переходного процесса при отклонении рычагов управления) в зависимости от условий полёта. Так, в продольном канале управления выделяются следующие типы реакции:

- *TRC*: скорость полёта пропорциональна отклонению рычага циклического шага;
- *ACAH*: угол тангажа пропорционален отклонению рычага циклического шага;
- *Rate*: переходный процесс, не являющийся *TRC* или *ACAH*.

В данной работе предложен многоконтурный интегральный алгоритм продольного канала ЭДСУ вертолёта, разработанный в соответствии с требованиями ADS-33.

Первый контур алгоритма предназначен для обеспечения типа реакции *Rate*; второй (внешний по отношению к первому) — типа реакции *ACAH*, а третий (внешний по отношению ко второму) — типа реакции *TRC*. При этом наиболее существенное изменение характеристик устойчивости и управляемости вертолёта происходит в первом контуре, что позволяет использовать во втором и третьем контурах достаточно простые законы управления. Последнее существенно упрощает переход с одного типа реакции на другой, который может происходить как вручную (по команде лётчика), так и автоматически (в зависимости от режима полёта).

В первом контуре продольного канала ЭДСУ используется интегральный закон управления с обратной связью по скорости тангажа. Для данного закона управления предложена методика выбора параметров, позволяющая наиболее полно удовлетворить требованиям ADS-33 к полосе пропускания системы "вертолёт — система управления", одновременно обеспечив необходимые запасы устойчивости. При этом учитываются как аэродинамические характеристики устойчивости и управляемости вертолёта, так и динамика несущего винта, приводов и фильтров системы управления, а также дополнительное запаздывание от цифровой реализации ЭДСУ.

Во втором и третьем контурах ЭДСУ используются статические законы управления с обратными связями по углу тангажа и продольной проекции скорости полёта, соответственно. Совместно с первым контуром они обеспечивают заданные типы реакции с желаемой чувствительностью управления и ограничение параметров продольного движения в необходимых пределах.

В качестве примера использования разработанного алгоритма управления проведен выбор его параметров для гипотетического транспортного вертолёта. Показано, что большинство нормируемых показателей соответствует первому Уровню требований ADS-33 к пилотажным характеристикам.

Литература:
1. Аникин В.А., Анимица О.В., Кувшинов В.М., Леонтьев В.А. Синтез алгоритмов электродистанционной системы управления перспективного скоростного вертолёта // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. XLVI, № 3, с. 49 — 68.
2. Aeronautical design standard, performance specification, handling qualities requirements for military rotorcraft, ADS-33E-PRF. 2000.

СТРУКТУРА ЛАМИНАРНОГО НЕСТАЦИОНАРНОГО ОТРЫВА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ, ВЫЗВАННОГОВЗАИМОДЕЙСТВИЕМ ВИХРЕВОГО СЛЕДА ЗА САМОЛЁТОМ С ПОВЕРХНОСТЬЮ ЗЕМЛИ

Д.А. Гаджиев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, МФТИ, г. Долгопрудный)

В гидродинамике особое место занимает теория отрыва пограничного слоя от твёрдой поверхности. Отрывные течения жидкости при больших числах Рейнольдса не могут быть описаны в рамках одних лишь уравнений Эйлера. Одно из пока еще слабо изученных явлений – глобальный нестационарный отрыв пограничного слоя. Такое явление наблюдается, например, при взаимодействии вихревого следа за самолётом с поверхностью Земли в тех случаях, когда полёт происходит на малой высоте. Благодаря взаимной индукции самолетные вихри сначала уменьшают свою высоту над твёрдой поверхностью. При этом на самой твёрдой поверхности образуется нестационарный пограничный слой, скорость на внешней границе которого растет по мере опускания вихрей. Затем происходит отрыв пограничного слоя [1]: завихренная жидкость отходит от твёрдой поверхности, образуя сложную вихревую систему [2], взаимодействующую с самолётными вихрями. Картина течения резко меняется, вплоть до того, что самолётные вихри начинают увеличивать свою высоту [3].

В работе особое внимание уделяется физике течения в области отрыва пограничного слоя от твёрдой поверхности $y = 0$. Задача решается в двумерной постановке в приближении несжимаемой жидкости при числах Рейнольдса Re >> 1 [4, 5].

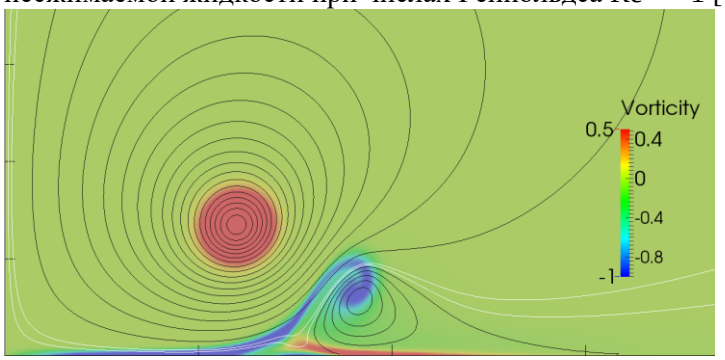


Рис. 1. Поле безразмерной завихренности (цветом) и линии тока в правой полуплоскости $x > 0$. Число Рейнольдса Re=8000

Показано, что отрыв пограничного слоя носит существенно нестационарный характер. Точка отрыва $x_S(t)$ лежит внутри пограничного слоя, т.е. на конечном расстоянии $y_S(t) > 0$ от твёрдой поверхности, что согласуется с критерием нестационарного отрыва Мура–Ротта–Сирса [6, 7], и со временем перемещается вниз по потоку. Точка на поверхности $x'_S(t)$, в которой трение обращается в нуль, лежит ниже по потоку,чем $x_S(t)$; за точкой $x'_S(t)$ формируется нестационарная замкнутая область рециркуляционного течения. Пограничный слой внутри рециркуляционной области движется под действием неблагоприятного градиента давления, из-за чего также претерпевает отрыв. Образовавшаяся в результате отрыва вихревая структура имеет вид лямбда-ножки (рис. 1). Позже топология течения осложняется наличием одновременно нескольких рециркуляционных зон, а также критических точек вдали от поверхности.

Выражаю благодарность А.М. Гайфуллину за постановку задачи.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (Проект № 19-01-00163).

Литература:
1. Harvey J. K., Perry F. J. Flowfield Produced by Trailing Vortices in the Vicinity of the Ground. AIAA J. 1971. V. 9, № 8. P. 1659–1660.
2. Türk L., Coors D., Jacob D. Behavior of wake vortices near the ground over a large range of Reynolds numbers. // Aerospace Science and Technology. 1999. № 2. P. 71–81.
3. Dee F. W., Nicholas O. P. Flight Measurements of Wing-Tip Vortex Motion near the Ground. Royal Aircraft Establishment Tech. Report 68007, 1968.
4. Gaifullin A.M., Gadzhiev D.A. Evolution of vortex wake near the Earth's surface. // AIP Conf. Proc. 2016. Vol 1770. P. 1–8.
5. Гаджиев Д.А., Гайфуллин А.М. Эволюция двух вихрей вблизи твёрдой поверхности. // ПМТФ. 2018. Т. 59, № 2. С. 31–38.
6. F.K. Moore. On the separation of the unsteady laminar boundary layer, in Boundary Layer Research, edited by H. Gortler (Springer-Verlag, Berlin, 1958), P. 296–311.
7. В.В. Сычёв, А.И. Рубан, Вик.В. Сычёв, Г.Л. Королёв. Асимптотическая теория отрывных течений. М.: Наука. – 256с.

ИССЛЕДОВАНИЯ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА НА КРУПНОМАСШТАБНОЙ МОДЕЛИ ТРАНСЗВУКОВОГО ПРОФИЛЯ КРЫЛА

Г.Г. Гаджимагомедов, С.А. Глазков, А.Р. Горбушин, Д.С. Сбоев, А.В. Семенов, И.В. Сенюев, В.Г. Судаков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Проведено численное и экспериментальное исследование аэродинамических характеристик трансзвукового профиля ОСПБ-77. Эксперименты проведены на крупномасштабной модели прямого крыла, установленной от одной боковой стенки трансзвуковой аэродинамической трубы (АДТ) Т-128 переменной плотности до другой. Данная АДТ имеет рабочую часть квадратного сечения со стороной 2.75 м. Хорда профиля равна 0.5 м, что определяет число Рейнольдса свыше 10 миллионов.

Чтобы исследовать аэродинамические характеристики, положение ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) и характеристики начала бафтинга, использовались наиболее известные методы измерений. Рассмотрены следующие способы измерений и визуализации: распределение давления в двух сечениях (одно сечение вдоль хорды, сечение 1, и одно наклонное по отношению к хорде, сечение 2); распределение давления вдоль стенок АДТ; пульсации давления на поверхности модели, измеренные датчиками Kulite; термоанемометрические измерения на модели; виброакселерометры; акселерометры для измерения угла атаки; полное и статическое давление в следе за профилем; визуализация течения около поверхности профиля с помощью теневого фонового метода; визуализация с помощью тепловизора; визуализация с помощью жидких кристаллов.

Анализ результатов при закрытой перфорации стенок АДТ показал, что распределение давления вдоль сечения 1 соответствует турбулентному течению, а распределение давления в сечении 2 соответствует случаю свободного перехода. В случае благоприятного градиента давления распределения давления в сечении 1 и 2 существенно отличаются. ЛТП расположен под скачком уплотнения, образуется ламинарный локальный отрыв под скачком. Результаты с перфорированными стенками (3%) АДТ показывают, что нет ламинарного локального отрыва на всех режимах.

Проведено сравнение различных методов. Использование термоанемометрии и датчиков Kulite позволило получить нестационарные характеристики пограничного слоя и ЛТП на модели в большой трансзвуковой АДТ Т-128. Тепловизионная визуализация позволила получить положения ЛТП и скачка. Жидкие кристаллы также показали положение ЛТП и скачка, которые оказались близки к тепловизионной визуализации.

ВЛИЯНИЕ СКРЫТОГО ИНВАРИАНТА НА АСИМПТОТИКУ ЗАКРУЧЕННОЙ СТРУИ

А.М. Гайфуллин, В.В. Жвик (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Точные решения уравнений Навье–Стокса [1–7], описывающие затопленные струи, можно трактовать как асимптотики реальных струйных течений. Возникает вопрос: как создать струю, которая на большом расстоянии от источника будет выходить на тот или иной асимптотический режим? Этот вопрос может решаться при помощи инварианта, сохранение которого обеспечивает заданную асимптотику. Например, сохранение потока продольного импульса через поперечное сечение струи обеспечивает затухание продольной скорости как z^{-1}, т.е. приводит к реализации решения Ландау [1, 2].

Сохранение потока продольного момента импульса через поперечное сечение струи приводит к квадратичному закону затухания окружной скорости z^{-2}, т.е. к решению Лойцянского [3, 4].

Вид импульса J_z и момента импульса L_z в цилиндрических координатах

$$J_z = 2\pi \int_0^{+\infty} (\rho V_z^{\,2} + p) r dr, \quad L_z = 2\pi \int_0^{+\infty} \left(\rho V_z V_\varphi - \mu \frac{\partial V_\varphi}{\partial z} \right) r^2 dr$$

Однако помимо решения [3, 4] существует еще одно точное решение [5, 6, 7], описывающее закрученную струю, в которой окружная скорость затухает как z^{-1}. Аргументация [6, 8] того, что это решение является асимптотикой сильно закрученной струи, базируется на существовании скрытого инварианта, который представляет собой поток бокового импульса через верхнюю полуплоскость поперечного сечения струи (поток бокового импульса через все сечение равен нулю). Скрытый инвариант [6, 8] в цилиндрических координатах имеет вид

$$J_\varphi = \int_0^{+\infty} \left(\rho V_z V_\varphi - \mu \frac{\partial V_\varphi}{\partial z} \right) r dr \qquad (1)$$

При этом существенно, чтобы этот инвариант был универсален, т.е. сохранялся для любых осесимметричных течений. Если это так, то именно решение Лонга–Гольдштика–Зубцова, а не решение Лойцянского–Цуккера, должно реализовываться в закрученной струе.

В работе показано, что скрытый инвариант (1), предложенный Гольдштиком, не универсален, так как не учитывает поток бокового импульса через донную область, который не равен нулю для произвольного закрученного осесимметричного течения. Получен универсальный инвариант

$$J_x = -2\int_0^{+\infty} \left(\rho V_z V_\varphi - \mu \frac{\partial V_\varphi}{\partial z} \right) r dr - 2\int_{z_0}^{z} dz \int_0^{+\infty} \left(\rho V_r V_\varphi - \mu r \frac{\partial}{\partial r} \frac{V_\varphi}{r} \right) dr \qquad (2)$$

Исследовано влияние инварианта (2) на асимптотику закрученной струи. Выяснилось, что универсальный инвариант не определяет конкретный показатель степени в асимптотике окружной скорости. По-видимому, закрученная струя будет выходить на асимптотику Лойцянского при любой закрутке. Другой инвариант решения [5, 6, 7] – циркуляция или поток продольной завихренности через поперечное сечение. Можно создать струю с ненулевой постоянной циркуляцией, если поместить вращающуюся трубку, из которой выдувается струя, в слабый спутный поток.

Работа выполнена в рамках гранта РФФИ (Проект № 19-01-00163).

Литература:
1. Schlichting H. Laminare Strahlausbreitung // Z. Angew. Math. Mech. 1933. Bd 13. № 4. S. 260–263.
2. Ландау Л.Д. Об одном точном решении уравнений Навье-Стокса // Докл. АН СССР. 1944. Т.43. № 7. С. 299– 301.
3. Лойцянский Л.Г. Распространение закрученной струи в безграничном пространстве, затопленном той же жидкостью // ПММ. 1953. Т. 17. Вып. 1. С. 3–16.
4. Цуккер М.С. Закрученная струя, распространяющаяся в пространстве, затопленном той же жидкостью // ПММ. 1955. Т. 19. Вып. 4. С. 500–503.
5. Long R.R. A vortex in an infinite viscous fluid // J. Fluid Mech. 1961. V. 11. Part 4. P. 611–625.
6. Гольдштик М.А. О закрученных струях // Изв. АН СССР. МЖГ. 1979. № 1. С. 26–35.
7. Зубцов А.В. Об одном автомодельном решении для слабо закрученной струи // Изв. АН СССР. 1984. № 4. С. 45–50.
8. Гольдштик М.А., Штерн В.Н., Яворский Н.И. Вязкие течения с парадоксальными свойствами. Новосибирск: Наука. Сиб. отд-ние, 1989. 336 с.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ, СОВЕРШАЮЩЕЙ КОЛЕБАНИЯ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ, МЕТОДОМ ЛЮМИНЕСЦЕНТНЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ДАВЛЕНИЯ

Ю.Х. Ганиев[1], О.А. Гобызов[2], А.В. Сосин[1], С.Е. Филиппов[1], В.Н. Шманенков[1]
([1]ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев, ИТ СО РАН, г. Новосибирск)

Определение аэродинамических характеристик ЛА, совершающих колебания относительно центра масс в сверхзвуковом потоке, является важным этапом отработки изделий космической отрасли. С этой целью в ЦНИИмаш широко используются как экспериментальные исследования в аэродинамических трубах, так и расчетные методы, основанные на численном моделировании картины обтекания тел в рамках уравнений Навье-Стокса. В ряде случаев, когда рассматривается обтекание гладких затупленных конусов (без отрывных зон) могут быть использованы эффективные методы, основанные на совместном численном решении уравнений газовой динамики и пограничного слоя. Такой подход описан в работе [1], где на основе линейной теории тел конечной толщины определяются нестационарные аэродинамические характеристики конических тел при малых амплитудах колебаний и числах Струхаля с учетом ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на боковой поверхности.

В настоящей работе представлены результаты экспериментального исследования картины обтекания модели конуса с круговым щитком в кормовой части сверхзвуковым потоком с числом Маха M=4. Модель совершает колебания относительно центра масс в плоскости угла атаки на державке свободных колебаний. Особенностью данной работы является тот факт, что параметры нестационарного давления на поверхности исследуемой области модели впервые определялись на основе метода люминесцентных преобразователей давления (ЛПД) в

сверхзвуковой трубе ЦНИИмаш. Метод ЛПД активно внедряется в практику экспериментальных исследований, например [2 - 6].

Основное внимание было уделено изучению гистерезиса отрывной зоны, формирующейся перед щитком, как главной причины возникновения режима динамической неустойчивости конуса при заданных условиях обтекания: M=4, ReL= 7.3×10^6, число Струхаля $\nu L/V \approx 0.006$, температурный фактор Tw = 0.9, ν - число колебаний в секунду. Получено описание поведения отрывной зоны, в частности, наличие гистерезиса, что приводит к режиму антидемпфирования колебаний конуса при частоте ν = 12 Гц (рис. 1).

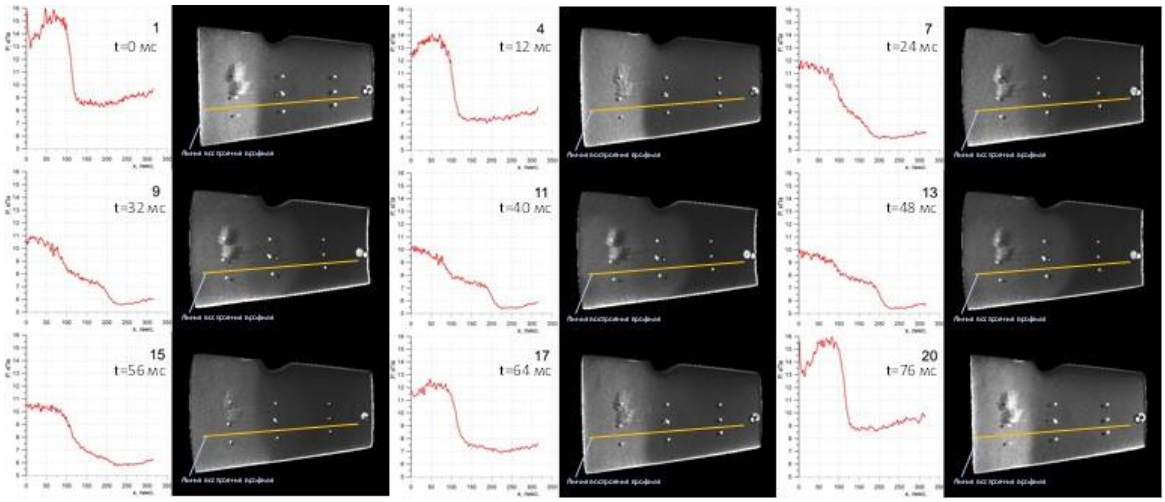


Рис. 1. Распределение давления на поверхности модели перед круговым щитком

Литература:
1. Ю.М. Липницкий, А.В. Красильников, А.Н. Покровский, В.Н. Шманенков // Нестационарная аэродинамика баллистического полёта, Москва, Физматлит, 2003.
2. Ардашева М.М., Невский Л.Б., Первушин Г.Е. Метод измерения распределения давления с помощью индикаторных покрытий. // ПМТФ. 1985. - №4. - С. 24 - 30.
3. Мошаров В.Е. Люминесцентные методы исследования течений газа на поверхности.// ПТЭ. №1. 2009. С.5-18.
4. Боровой В.Я., Мошаров В.Е., Ноев А.Ю., Радченко В.Н. Ламинарно-турбулентное течение вблизи клина, установленного на острой и затупленной пластинах: // Изв. РАН. МЖГ, 2009. - №3. - С.58-74.
5. Ганиев Ю.Х., Гобызов О.А. Ложкин Ю.А, Рябов М. Н., Рабецкий А.С., Филиппов С.Е., Шманенков В.Н., Исследование сверхзвукового обтекания плоской пластины с расположенными на ней преградами методом люминесцентных преобразователей давления, «Космическая техника и технологии», №2(17), 2017.
6. Ганиев Ю.Х., Гобызов О.А., Лихачева Е.С., Сосин А.В., Строилов А.В., Гусарова О.Д., Шманенков В.Н.
Расчёт параметров турбулентных отрывных зон при обтекании трёхмерного щитка сверхзвуковым потоком, Космонавтика и ракетостроение, 2018, вып. 4(103), с.99-108.

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ТРАНСПОРТНОГО ВЕРТОЛЕТА ГРУЗОПОДЪЕМНОСТЬЮ 8-12 ТОНН

Н.Д. Гвоздев, К.Г. Косушкин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Анализ парка вертолетов РФ показал, что после снятия с производства и последующего вывода из эксплуатации вертолетов Ми-6 и Ми-10 возникла потребность в новом перспективном транспортном вертолете грузоподъемностью 8–12 т. В данной работе проведены исследования концепции такого вертолета, в том числе, с возможностью интеграции с самолетом в авиационном транспортном комплексе (АТК) с передачей груза непосредственно с борта на борт в наземных условиях.

Согласно прогнозу «Форкаст Интернешнл» в течение ближайших 10-ти лет рынок вертолетной техники в данном сегменте составит около 1000 вертолетов; российские потребности составляют 30–50 машин.

Сформированы три варианта облика ПТВ-40 (перспективного транспортного вертолета в классе взлетной массы 40 т) с грузовой кабиной с размерами 12,4×3,3×3,2 м, унифицированной с транспортным самолетом: вертолет одновинтовой схемы с рулевым винтом, продольной схемы и поперечной схемы.

Исследована возможность конструктивной интеграции рассматриваемых схем вертолетов с транспортным самолетом в рамках АТК. В одновинтовой схеме для осуществления интеграции требуется складывать хвостовую балку и лопасти НВ. В продольной схеме требуется складывать

лопасти заднего НВ. Поперечная схема не создает препятствий для конструктивной интеграции с самолетом и не требует каких-либо дополнительных изменений.

Сравнение схем вертолетов без конструктивной интеграции с самолетом по основным критериям сравнения показало, что наилучшим является вертолет классической одновинтовой схемы. Вертолет имеет семилопастный несущий винт диаметром 33,6 м и пятилопастный рулевой винт диаметром 8,2 м; оснащен двумя ГТД взлетной мощностью 2×8450 л.с. Масса пустого ЛА – 22,6 т, статический потолок – 2,7 км, динамический потолок – 6 км, крейсерская скорость – 260 км/ч. Дальность полета (без АНЗ) с грузом 10 т составляет 843 км; максимальная грузоподъемность – 16 т.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ МЕХАНИЗАЦИИ ДЛЯ ДЕМОНСТРАТОРА ТЕХНОЛОГИЙ МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЕТА КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ (МСКВП) С РАСПРЕДЕЛЕННОЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ (РЭСУ)

С.В. Герасимов, И.А. Губанова, В.Б. Курилов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Одним из перспективных направлений создания самолетов КВП является использование распределенной силовой установки с множеством электродвигателей с воздушными винтами, установленных на крыле для увеличения подъемной силы за счет эффекта обдувки крыла на взлете и посадке.

Чаще всего рассматривается самолет с двумя типами двигателей – РЭСУ и маршевыми. РЭСУ предназначена для увеличения подъемной силы и работает только на взлете и посадке; на остальных режимах полета двигатели РЭСУ тем или иным способом убираются в крыло.

В данной работе рассматривается профиль большой относительной толщины ($\bar{c}$=25%) с большим радиусом носка, геометрия которого позволяет задвигать внутрь крыла электродвигатели во время крейсерского полета. Была поставлена задача для данного профиля найти форму закрылка, которая простым поворотом обеспечивала бы бесщелевое обтекание на взлете, для снижения сопротивления, и обтекание с работающей щелью на посадке, позволяющее получить максимальный Су.

Закрылок спроектирован при помощи ранее разработанной программы решения обратной задачи для многозвенного профиля. Решение получено за 3 глобальных итерации, разработанная геометрия закрылка удовлетворяет требованиям. Проведено сравнение несущих свойств полученного профиля с несущими характеристиками профиля GAW(1).

По результатом расчетных исследований спроектирована аэродинамическая модель для испытаний в АДТ Т-106.

РАЗРАБОТКА И РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НАДКРЫЛЬЕВОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ЛЕГКОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ДЕЛОВОГО САМОЛЕТА

Д.И. Гилязев, А.К. Иванюшкин, А.В. Кажан, В.Г. Кажан, Е.В. Карпов, Е.В. Новогородцев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Создание сверхзвукового делового самолета (СДС) с высоким уровнем лётно-технических характеристик и обеспечением допустимых уровней звукового удара и шума на местности [1] требует разработки уникальных высокоэффективных надкрыльевых воздухозаборников (ВЗ) силовой установки (СУ). Реализация на самолёте надкрыльевой компоновки ВЗ требует решения ряда сложных задач, таких как обеспечение высокой аэродинамической и топливной эффективности, газодинамической устойчивости работы СУ и безопасности полета самолета во всем рабочем диапазоне чисел М, углов атаки и скольжения, особенно на режиме крейсерского сверхзвукового полета.

В работах [2, 3] выполнен цикл проектных и расчётных исследований по разработке нерегулируемых сверхзвуковых ВЗ, расположенных сверху планера легкого СДС, рассчитанного на сверхзвуковую крейсерскую скорость полёта $M_{кр}$=1,8.

В настоящей работе продолжены расчётные исследования указанной компоновки и проведена экспериментальная отработка в аэродинамических трубах (АДТ) ЦАГИ разработанного трапециевидного ВЗ в изолированном варианте и в компоновке с планером. Исследования изолированного трапециевидного ВЗ проведены в АДТ СВС-2 в диапазоне чисел М=0…2,0 при нулевом угле атаки. Изучалась эффективность системы отсасывания пограничного слоя с внутренних поверхностей торможения ВЗ. Исследования ВЗ в компоновке с

планером проведены в АДТ ТПД в диапазоне чисел M=0…1,35 при углах атаки α=4°÷8°, углах скольжения β=-5°…5°. Расчётные исследования ВЗ в компоновке с планером проведены до M=1,8.

Для изолированного варианта разработанного трапециевидного ВЗ в эксперименте при M=1,8 получен уровень коэффициента восстановления полного давления $\nu \approx 0{,}92 \div 0{,}93$, что выше стандартного значения, равного $\nu_{ст} = 0{,}906$.

Для ВЗ в компоновке в эксперименте получено, что в диапазоне M=0,6…1,35 при α=4° коэффициент восстановления полного давления находится на уровне и выше стандартных значений (ОСТ-78). В расчёте получено, что величины ν ВЗ сохраняются на уровне стандартных значений до M=1,8.

Результаты численных расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными. Так, для изолированного ВЗ с системой отсасывания и отвода ПС с поверхностей торможения расхождение в величине коэффициента восстановления полного давления на крейсерском числе M=1,8 не превышает ~0,5%. Для компоновочной модели расхождение по величине ν не превышает 1% во всем исследованном в эксперименте диапазоне чисел M = 0 – 1,35.

Проведены численные исследования физических особенностей обтекания моделей ВЗ в трубных условиях в целях анализа достоверности результатов испытаний. В частности, определены характеристики и границы ядра потока в рабочих областях АДТ СВС-2 и ТПД, а также особенности взаимовлияния модели и сопла АДТ при сверхзвуковых скоростях потока.

Работа направлена на формирование научно-технический задела в части, касающейся воздухозаборников силовой установки, для создания легкого сверхзвукового делового самолета (ЛСДС).

Литература:
1. Гилязев Д.И., Кажан А.В., Кажан В.Г., Прысев Б.Ф. Расчетно-экспериментальные исследования аэродинамической компоновки легкого сверхзвукового делового самолета. // Материалы XXVII Научно-технической конференции по аэродинамике, 2016 г., стр. 78.
2. Иванюшкин А.К., Кажан А.В., Карпов Е.В., Новогородцев Е.В. Разработка и расчетные исследования характеристик нерегулируемого трапециевидного воздухозаборника внешнего сжатия. В сб.: Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике, 2018г., ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского, с.130-131.
3. Гилязев Д.И., Иванюшкин А.К., Кажан А.В., Кажан В.Г., Карпов Е.В., Новогородцев Е.В. Расчетно-проектные исследования трапециевидного воздухозаборника в верхней компоновке на легком сверхзвуковом деловом самолете. В сб.: Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике, 2018г., ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского, с.97-98.

О НЕКОТОРЫХ ОСОБЕННОСТЯХ ВЛИЯНИЯ ПРОНИЦАЕМЫХ СТЕНОК АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ Т-128 НА ОБТЕКАНИЕ МОДЕЛИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРИ ТРАНСЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

С.А. Глазков, А.Р. Горбушин, С.В. Матяш, С.В. Михайлов, А.В Семенов
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Влияние границ потока является одним из основных факторов, искажающих обтекание моделей в аэродинамических трубах. В большинстве промышленных аэродинамических труб в дозвуковом диапазоне скоростей существуют специальные методики, позволяющие учесть это влияние путем внесения поправок, в частности для Т-128 такая методика подробно описана в [1]. При вычислении поправок необходимо корректное задание граничных условий на проницаемых стенках, для чего требуется экспериментальное исследование их расходных характеристик. В Т-128 результаты таких исследований обобщены в [2], что позволило определить коэффициент проницаемости R в граничном условии типа закона Дарси ($u+v_n/R=0$) для различных степеней перфорации стенок: f=0÷18%. В трансзвуковом диапазоне скоростей решение задачи о влиянии границ потока возможно двумя способами: 1) подобрать оптимальную проницаемость стенок, при которой минимизируется отражение скачков и волн разрежения, 2) численно смоделировать течение внутри рабочей части и сравнить с результатами расчета для безграничного потока.

В данной работе с помощью пакета программ EWT-ЦАГИ (в рамках RANS) [3] были проведены расчеты обтекания модели спускаемого аппарата (рис. 1) при нулевом угле атаки в диапазоне чисел Маха 0.8÷1.3 с целью верификации граничного условия в трансзвуковом диапазоне скоростей. Показан механизм влияния стенок на обтекание модели при наличии большой отрывной зоны на ней. Первые результаты таких исследований, представленные в [4], показали, что наблюдается рассогласование экспериментальных и расчетных распределений числа Маха на стенке рабочей части в области втекания газа из камеры давления. Поэтому было модифицировано граничное условие, в котором используются различные значения R в зависимости от направления течения газа через перфорированную стенку.

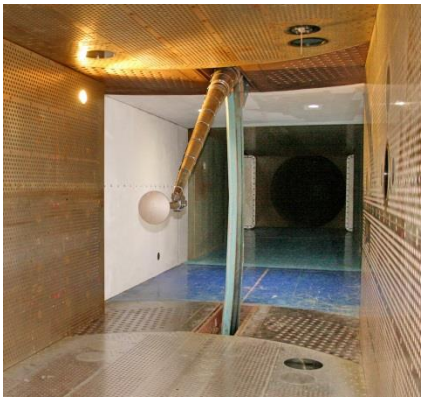


Рис. 1.

Для выбора конкретного значения на проницаемой границе используется функция:

$$R = R_1 \quad Cp > Cp_{max};\ R = R_2 \quad Cp < Cp_{min};\ R = R_1 + (R_2 - R_1)(Cp - Cp_{min}) / (Cp_{max} - Cp_{min}),$$

где промежуточная область (Cp_{min},Cp_{max}) введена для обеспечения устойчивости решения.

Использование такого условия позволило сблизить расчетные и экспериментальные распределения чисел Маха на стенках рабочей части, однако полностью устранить расхождение не удалось. Решить эту проблему в рамках классического граничного условия Дарси не представляется возможным, поскольку не моделируется взаимодействие пограничного слоя на стенке со скачком уплотнения. В работе также приведено сравнение расчетных и экспериментальных значений коэффициента сопротивления Cxa и коэффициента давления Cp на модели для различных проницаемостей стенки.

Литература:

1. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Ivanov A.I., Semenov A.V. Recent experience in improving the accuracy of wall interference corrections in TsAGI T-128 wind tunnel. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 37, No 3, (2001).
2. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Semenov A.V. Experimental study of boundary conditions on the perforated walls of test sections no. 1 and 2 of T-128 transonic wind tunnel, AIP Conference Proceedings 2027, 040025 (2018); doi: 10.1063/1.5065299.
3. Bosnyakov S., Kursakov I., Lysenkov A., Matyash S., Mikhailov S., Vlasenko V., Quest J. Computational tools for supporting the testing of civil aircraft configurations in wind tunnels - Progress in Aerospace Sciences 44 (2008) 67–120.
4. Gorbushin A.R., Glazkov S.A., Semenov A.V., Ledovskiy A.V., Troshkov G.A. - Investigation of the influence of the perforated walls of the T-128 wind tunnel on the aerodynamic characteristics of the re-entry vehicle at transonic speed, HiSST: International Conference on High-Speed Vehicle Science Technology, 26–29 November 2018, Moscow, Russia.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДОСТИЖИМЫХ СУММАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОШУМНЫХ ВЫСОКОНАГРУЖЕННЫХ ФЕНЕСТРОНОВ ВЕНТИЛЯТОРНОГО ТИПА ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ РАЗЛИЧНОЙ ВЕСОВОЙ РАЗМЕРНОСТИ

Т.Д. Глушков, Г.И. Замолодчиков, В.В. Митрофович, Е.В. Смирнова, Н.А. Семилет, А.С. Фурашов (НИМК «ЦАГИ», г. Москва)

Выполненное расчетное исследование достижимых суммарных аэродинамических и акустических характеристик малошумных высоконагруженных фенестронов вентиляторного типа для вертолетов различной весовой размерности позволило установить что:

- Для вертолетов малой и средней весовой размерности применение рулевых винтов в кольце, сформированных на основе высоконагруженных лопаточных систем вентиляторного типа, вместо открытых рулевых винтов и рулевых винтов в кольце, спроектированных по традиционным методикам, позволяет при тех же или меньших затратах мощности обеспечить весьма значительное (на 8÷14 дБ) уменьшение суммарного уровня звуковой мощности.

- Применение спрямляющего аппарата в составе лопаточной системы рулевого винта в кольце позволяет существенно повысить экономичность его лопаточной системы, а так же жесткость корпуса винта и, благодаря этому, уменьшить структурный шум, порождаемый аэродинамическим взаимодействием лопаток рабочего колеса с внутренней оболочкой кольца.

- По энергетической эффективности фенестроны вентиляторного типа заметно превосходят фенестроны, спроектированные по традиционным методикам.

- Зависимость тяги от угла установки лопаток рабочего колеса у высоконагруженных вентиляторных винтов в кольце монотонна во всем диапазоне рабочих режимов от прямой работы до реверса.

- Для вертолетов малой и средней размерности частота вращения, при которой реализуется необходимая тяга, меньше чем у применяемых в настоящее время рулевых винтов. Это может несколько увеличить вес хвостового редуктора.

- Высоконагруженные фенестроны вентиляторного типа при сохранении тех же осевых габаритов, что и фенестроны традиционных схем, имеют большее (примерно на 15%) число поворачиваемых лопаток рабочего колеса.

В целом по акустическим и во многих случаях по аэродинамическим характеристикам фенестроны вентиляторного типа существенно превосходят открытые рулевые винты и рулевые винты в кольце традиционных схем.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЕ ЗВУКА ВНУТРИ СОПЛА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ С ДВИЖУЩИМСЯ ГАЗОМ

Н.В. Головина, В.А. Жаров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Приведены результаты аналитического и расчетного исследования распространения плоских звуковых волн внутри осесимметричных форкамеры и сопла аэродинамической трубы дозвуковых скоростей с открытой рабочей частью. Очертания контура сопла аэродинамической трубы заданы по формуле Витошинского. Газ считается невязким, совершенным и сжимаемым, течение - равномерным в каждом поперечном сечении и установившимся. Частота звуковой волны на входе и скорость потока выбраны близкими к экспериментальным.

Исследование проведено на основании упрощенного (по одномерной теории) подхода. В случае движущегося газа выполнена линеаризация уравнений одномерной теории. Поставлены граничные условия, которые соответствуют распространению монохроматической звуковой волны и ее отражению от начального сечения форкамеры и от выходного сечения сопла. В качестве коэффициентов отражения звуковой волны от краев тракта берутся точные аналитические решения этой задачи для цилиндрической трубы по Ноблу. Поставленную задачу в одночастотном режиме удается свести к системе обыкновенных дифференциальных уравнений с соответствующими граничными условиями. Система дифференциальных уравнений решена численно с помощью пакета прикладных программ Wolfram Mathematica 10.0. Получены распределения акустического давления и фазы волны вдоль форкамеры и сопла. Рассматриваются условия резонанса. Проводится сопоставление с процессом распространения звука в покоящемся воздухе.

МЕТОД УЛУЧШЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ И В ШТОПОРЕ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНОГО САМОЛЕТА

М.А. Головкин, В.Г. Горбунов, А.А. Ефремов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский),
Д.К. Драч, А.А. Матросов, В.А. Подобедов (АО «ОКБ им. А.С. Яковлева», г. Москва)

На основе экспериментальных исследований моделей в вертикальной аэродинамической трубе найдено аэродинамическое решение – наплыв перед стабилизатором определенной геометрии, позволяющее существенно улучшить характеристики штопора и производить вывод из штопора различными методами, что особенно важно для учебно-тренировочного самолета. Приведены результаты экспериментов на динамически подобных свободно летающих моделях, подтверждающие указанные улучшения характеристик штопора, а также экспериментов на весовых моделях, объясняющие полученные положительные эффекты.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ ВЕРТОЛЁТНЫХ ПРОФИЛЕЙ

М.А. Головкин, Р.М. Миргазов, Н.С. Сидоренко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящее время остро стоит задача повышения скорости полета вертолётов. Основным элементом вертолёта, создающим пропульсивную силу, является несущий винт. Таким образом, существует необходимость в создании эффективных быстродействующих методов расчета аэродинамических характеристик несущих винтов.

Разработана методика расчета аэродинамических характеристик несущего винта позволяющая рассчитывать суммарные и распределенные аэродинамические характеристики на лопастях произвольной формы в плане с возможностью ввода экспериментальных аэродинамические характеристики вертолётных профилей.

Метод основан на базе вихревой теории тонкой несущей поверхности в нелинейной нестационарной постановке и позволяет получать достоверные тяговые характеристики, а также вычислять сопротивление отсеков лопастей, а, следовательно, величину крутящего момента и потребляемую несущим винтом мощность. Проведенные расчеты показали удовлетворительную достоверность результатов при малых затратах временных ресурсов вычислительной машины.

Методы расчета, основанные на вихревой теории, в сочетании с достаточно высоким быстродействием открывают большие возможности параметрических исследований и их применения как в практике аэродинамического проектирования новых перспективных несущих винтов, так и при модернизации несущих винтов серийных вертолётов.

ПИЛОТАЖНЫЙ ТРЕНАЖЕР С ИМИТАЦИЕЙ ПОПАДАНИЯ САМОЛЕТА В ВИХРЕВОЙ СЛЕД ПРИ ДОЗАПРАВКЕ В ВОЗДУХЕ

И.Г. Головнев[1], В.В. Вышинский[2], К.В. Лапшин[1], Д.С. Любаева[3] ([1]ФГУП «ГосНИАС», г. Москва;, [2]ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, [3]НИУ ВШЭ, г. Москва)

В работе обосновывается необходимость включения в состав пилотажного стенда, моделирующего процесс дозаправки самолета в воздухе, блока имитации попадания в вихревой след, основанного на моделировании бортовой системы раннего предупреждения. [1]. В известных авиационных тренажерах [2-4] используются модели вихревого следа, основанные на расчете его характеристик и степени воздействия по заданным условиям полета самолёта-заправщика и заправляемого самолета: обучающийся на подобном тренажере получает навыки пилотирования в вихревом следе без связи с «реальным» вихрем (его физической моделью). В этом случае возможна ситуация в полете, когда обучившийся на тренажере пилот примет решение по выходу из критической ситуации, не адекватное фактическому воздействию вихря, как это случилось при катастрофе А300 [5]. Введение в состав пилотажного тренажера блока моделирования вихревого следа (интегрирование математической модели вихревого следа в математическую модель заправляемого самолета) а также визуализация и/или индикация вихревого следа на основании «виртуального» измерения характеристик вихря, обеспечивает возможность привития навыков пилотирования, соответствующих реальной обстановке в полете.

Технология моделирования на предложенном авиационном тренажере рассмотрена на примере попадания заправляемого самолёта с размахом крыла 40 м в вихревой след от самолета-заправщика с размахом крыла 80 м. Заправляемый ЛА размещался в вихревом следе на различных расстояниях от самолёта-заправщика. Для этих расстояний выполнены расчёты приращения коэффициента момента крена. Из расчетов следует, что при попадании заправляемого ЛА в центр крыльевого вихря ЛА-заправщика возникают моменты крена, которые не могут парироваться с помощью элеронов. Возникающий момент крена не парируется элеронами при тангенциальной скорости 18 м/с (X = 8 км).

Допустимое критическое разрежение для тангенциальной скорости 18 м/с ΔP= 66,7 Па при X = 8 км. Принято, что предупреждение пилота заправляемого ЛА о входе в вихревой след по величине разрежения начинается с ΔP = 8 Па (расстояние 20 км). Так как предельно допустимое разрежение для условий расчета достигается при X = 8 км, то имеется достаточный запас времени для принятия решения о необходимости изменения режима полета для обеспечения вихревой безопасности ЛА.

Предлагаемая технология моделирования попадания в вихревой след на авиационном

тренажере позволяет обучающемуся пилоту оценивать влияние вихревого следа и принимать решение об изменении режима полета на основании информации о фактической интенсивности вихревого следа и его воздействиЛя на ЛА.

Литература:
1. Головнев И.Г., Вышинский В.В., Желанников А.И., Лапшин К.В. Принципы построения бортовой системы раннего предупреждения пилота о вхождении в вихревой след от другого воздушного судна. Научный вестник МГТУ ГА. 2018;21(4):84-95.
2. Тренажер авиационный: патент № 2324982 РФ, Баранов Н.А. и д.р., заявлено 25.07.2003, опубликовано 20.05.2008.
3. Анимица О.В., Гайфуллин А.М., Рыжов А.А. Свириденко Ю.Н. Моделирование на пилотажном стенде дозаправки самолета в полете// Труды МФТИ, том 7, №1, 2015.
Вышинский В.В., Иванов В.К., Терпугов А.В. 2015. Моделирование сложных режимов полета на пилотажных стендах с учетом атмосферной турбулентности. Труды МФТИ, Том 7, № 1, с. 36-43, ISSN 2072-6759
5. Aircraft Accident Report NTSB/AAR-04/04, PB2004-910404, Notation 7439B.

ПУЛЬСАЦИИ ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ НАКЛОННОГО ВЫСТУПА

А.Ю. Голубев, С.В. Кузнецов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

Одним из основных источников шума в салоне пассажирского самолёта являются турбулентные пульсации давления в пограничном слое на поверхности фюзеляжа, возбуждающие колебания обшивки, которые, в свою очередь, генерируют звук.

Выступающие в поток элементы конструкции могут порождать отрыв пограничного слоя, что приводит к существенному увеличению интенсивности турбулентных пульсаций. Такого рода эффекты наблюдаются в местах установки дверей, иллюминаторов, лючков и т.п. Исследованию такого рода течений посвящено немало работ, в частности []. Несмотря на это, сложность турбулентных течений такова, что к настоящему моменту нет чёткого понимания природы пристеночных пульсаций давления, неочевидно влияние различных параметров течения и обтекаемой поверхности. Данная работа посвящена исследованию влияния наклона передней кромки выступа.

Экспериментальные исследования проводились на дозвуковой малошумной аэродинамической трубе НИМК ЦАГИ П-2, обеспечивающей скорости вплоть до 60 м/с. Измерения проводились для выступов различной высоты при варьировании угла наклона кромки, скорости набегающего потока и толщины пограничного слоя. Последнее достигалось за счёт установки исследуемого уступа на различном удалении от начала рабочей части.

Было обнаружено, что, при углах больше 30°, наклон кромки сравнительно слабо влияет на спектральные уровни пульсаций давления перед выступом, а также непосредственно за передней кромкой, но приводит к значительно более быстрому снижению уровня пульсаций при движении от кромки вниз по потоку. Помимо этого, с уменьшением угла наблюдается увеличение частоты высокочастотного максимума и уменьшение интенсивности пульсаций непосредственно на наклоне.

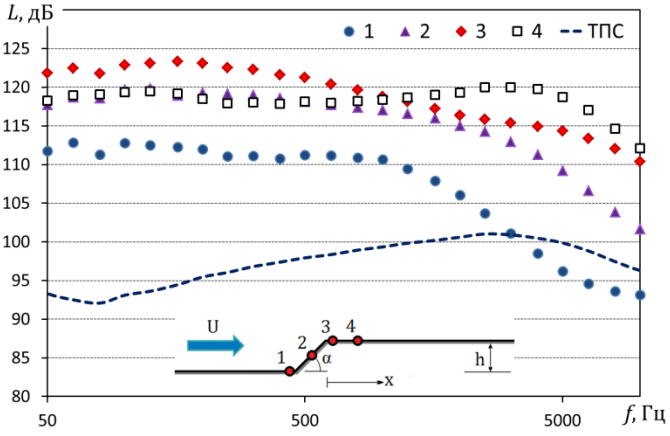


Рис. 1. Третьоктавные спектры пульсаций давления в различных зонах на поверхности выступа высотой 5 мм с углом наклона 60 градусов (от горизонтали): $U = 41$ м/с, $\delta = 70$ мм.

Сравнение спектров пульсаций давления в различных зонах (рисунок 1) показывает, что спектральные составы перед выступом и на наклоне практически идентичны, однако различаются по величине на 10 дБ. При уменьшении наклона, указанные уровни сравниваются. В то же время, за передней кромкой наблюдается значительная трансформация спектров с появлением характерного высокочастотного максимума, который, по всей видимости, характерен для рециркуляционного течения. Стоит отметить, что наиболее интенсивные пульсации давления наблюдаются именно в этой области.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛОСКОГО СОПЛА ЛСДС С СИСТЕМОЙ ШУМОГЛУШЕНИЯ

В.С. Горбовской, В.Г. Кажан, А.В. Кажан (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)
А.К. Миронов (ФГУП «ЦИАМ», г. Москва)

Выполнены расчетно-экспериментальные исследования газодинамических и акустических характеристик модели плоского сопла с системой шумоглушения [1, 2] легкого сверхзвукового делового самолета (ЛСДС). Модель сопла в масштабе 1:4 спроектирована и изготовлена в ЦАГИ. Экспериментальные исследования проводились на открытом акустическом стенде Ц17-А4 ЦИАМ с горячими струями на трех характерных режимах истечения: 1. π_c=1.7, T*=530K, 2. π_c =2.4, T*=660K, 3. π_c =2.43, T*=791K. Здесь π_c - отношение полного давления в сопле к статическому давлению в окружающей среде, T*– полная температура газа в сопле. По результатам экспериментальных исследований получено, что на средних частотах (1…10кГц) происходит снижение спектральных составляющих шума струи модели плоского сопла ЛСДС относительно эквивалентного осесимметричного сопла на величину 5÷10дБ в зависимости от режима истечения и угла измерения, при этом снижение общего уровня шума составляет 2÷5дБ.

Рассчитана акустическая эффективность (уровни воспринимаемого шума в контрольных точках взлета и набора высоты без использования средств снижения шума струи и при использовании шумоглушащего секторного сопла в EPN dB) для самолета, оснащенного двумя двигателями типа РД-93 со степенью двухконтурности m_0≈0.5. Оценки проводились в предположении, что выхлопная струя является доминирующим источником шума двигателя СДС. Акустическая эффективность рассматриваемого плоского секторного сопла растет при увеличении скорости истечения струи. На сверхзвуковых режимах истечения ожидаемое снижение воспринимаемого шума струи двигателя на местности составляет величину порядка 8EPNdB в боковой контрольной точке и ≈ 6EPNdB в контрольной точке набора высоты.

Для определения основных источников шума сопла и разработки мероприятий по дальнейшему снижению шума проведены расчетные исследования течения в сопле на режиме шумоглушения в нестационарной постановке с использованием метода отсоединенных вихрей (DES) в программном комплексе ANSYS Fluent. В результате исследований предложена организация дополнительного забора наружного воздуха через второй ряд эжектора, наличие которого позволяет снизить среднюю скорость в окрестности задней кромки клина расширения сопла на ~10%. При этом внутренние потери продольной составляющей тяги сопла увеличиваются на 0,4% идеальной тяги.

Выполнены оценки акустических характеристик сектора сопла в конфигурациях с одним и двумя рядами эжектора в нестационарной постановке с использованием акустической модели Фокс Уильмса-Хокинга. Получено, что использование второго ряда эжектора обеспечивает дополнительное снижение шума сопла: в приемнике акустического излучения, расположенном под углом 90° на расстоянии 10 метров под соплом расчётное снижение спектральных составляющих шума струи сопла относительно исходной модели сопла с одним рядом эжектора составило ~8…10 дБА. Результаты расчётов требуют экспериментального подтверждения.

Литература:
1. Горбовской В.С., Кажан В.Г., Шенкин А.В. Модификация сопла легкого сверхзвукового самолета с целью снижения уровня потерь тяги на всех режимах полета. // Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике, 2018 г., стр. 105.
2. Горбовской В.С., Кажан А.В., Кажан В.Г., Шенкин А.В. Расчетно-проектные исследования аэродинамики сопла легкого сверхзвукового делового самолета. // Материалы XXVIII Научно-технической конференции по аэродинамике, 2017 г., стр. 100.

ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ ОБТЕКАНИЯ СЕГМЕНТА КРЫЛА С ЭЛЕКТРОВЕНТИЛЯТОРНЫМ ДВИЖИТЕЛЕМ

В.С. Горбовской, В.Г. Кажан, С.А. Кузин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Одним из требований, предъявляемым к разрабатываемым самолетам местных воздушных линий (МВЛ), является базирование на коротких малоподготовленных площадках, то есть обеспечение коротких дистанций взлета и посадки. Это особенно актуально в регионах со слаборазвитой транспортной инфраструктурой. В то же время, для повышения эффективности авиационных перевозок требуется существенно увеличить скорость крейсерского полета самолетов МВЛ.

Одним из возможных решений проблемы снижения взлетно-посадочных дистанций при одновременном увеличении скорости крейсерского полета может быть использование распределенной силовой установки, позволяющей получить положительный интегральный эффект за счет взаимодействия крыла и силовой установки.

Создание распределенной силовой установки становится возможным с учётом прогресса в разработке электрических двигателей большой мощности, аккумуляторов и генераторов электрического тока, приводимых газотурбинными или поршневыми двигателями. Активные исследования в этом направлении проводят ведущие авиационные организации (NASA (США), ONERA (Франция), Airbus Group и др.

В работе представлены результаты расчетно-проектных исследований сегмента крыла с электровентиляторным реактивным двигателем (ЭВРД), интегрированным с закрылком крыла. Проведено сравнение суммарных аэродинамических характеристик и картин обтекания на взлетном и крейсерских режимах полета.

В ходе решения задачи использовался программный комплекс ANSYS CFX. В стационарной постановке решались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса, замкнутые SST моделью турбулентности с базовыми значениями параметров. Расчеты проводились на неструктурированных расчетных сетках, для разрешения пограничного слоя к поверхности исследуемого объекта проводилось автоматическое построение призматического слоя. Работа двигателя моделировалась активным диском.

В результате проведенных расчетов получено, что на режимах взлета, за счет дополнительного разрежения перед входом в двигатель и эффекта суперциркуляции от сходящей с задней кромки закрылка струи двигателя, комбинация сегмента крыла с расположенным на верхней части закрылка ЭВРД создает подъемную силу, которая в два-три раза больше суммарной подъемной силы изолированных сегмента крыла и двигателя с отклонением вектора тяги. Оказана возможность управления вектором тяги ЭВРД посредством использования второго звена закрылка. Его отклонение на положительные углы позволяет создать дополнительную подъемную силу и дополнительное сопротивление на режиме посадки. На разбеге, когда необходима максимальная продольная тяга силовой установки, второй закрылок целесообразно отклонить на отрицательные углы. Кроме того, наличие второго звена закрылка, обладающего высоким быстродействием, позволяет использовать его для управления в продольном канале.

Расчетные исследования сегмента крыла с ЭВРД на крейсерском режиме полета при $M_{кр} = 0,7$ показали наличие зон разгона потока на верхней поверхности крыла до сверхзвуковых скоростей. Данное явление объясняется влиянием ЭВРД на пограничный слой крыла. Отметим, что и пограничный слой оказывает существенное влияние на течение в воздухозаборнике ЭВРД, в частности, на неоднородность поля скорости перед вентилятором.

Полученные результаты свидетельствуют о принципиальной возможности создания скоростного (600-800 км/ч) летательного аппарата с расширенными условиями базирования (длина ВПП менее 300 м).

Для исследования характеристик самолета с распределенной СУ необходимо более тщательное изучение взаимного влияния пограничного слоя крыла и ЭВРД с моделированием работы вращающегося вентилятора, а также параметрическая оптимизация геометрии и взаимного расположения сегмента крыла с ЭВРД.

ВЛИЯНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ПОДВИЖНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ РАБОЧИХ ЧАСТЕЙ №1 И №2 ТРАНСЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ Т-128 НА ПАРАМЕТРЫ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

А.Р. Горбушин, С.Л. Осипова (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Выбор оптимальных геометрических параметров рабочей части аэродинамической трубы (АДТ) непрерывного действия определяется требованием высокой однородности потока и минимальной мощностью привода установки. Исследования по оптимизации конфигурации элементов рабочей части АДТ Т-128 начались задолго до её первого запуска и продолжаются до сих пор: в работе [1] найдены оптимальные параметры принудительного отсоса в модельной трубе УВС-1, в статье [2] получен коэффициент раскрытия перфорации, при котором поправки на влияние границ потока на аэродинамические характеристики модели минимальны, в [3] определен диапазон коэффициента перфорации, обеспечивающий минимальные флуктуации

статического давления и толщину пограничного слоя на стенках рабочей части, в [4] выполнена оценка сопротивления АДТ по параметрам пограничного слоя на стенках рабочей части и потребляемой установкой мощности, в работе [5] исследовано влияние геометрии рабочего тракта Т-128 на параметры пограничного слоя на стенках рабочей части №1.

Данная работа посвящена изучению параметров пограничного слоя в сопле и на стенках рабочей №2 Т-128, а также сравнению характеристик пограничных слоев в рабочих частях №1 и 2. Испытания в рабочей части №2 проводились при дозвуковых режимах потока. Варьировались: число Маха, давление торможения, степень перфорации стенок рабочей части, углы разведения панелей и створок камеры смешения.

Анализ результатов испытаний показал:

- профили скорости на перфорированных стенках рабочих частей №1 и №2 при одинаковых положениях подвижных элементов практически совпадают;
- минимальные значения толщины потери импульса δ** на верхней стенке рабочей части №2 и створке камеры смешения достигаются в диапазоне коэффициента перфорации f=2÷6%

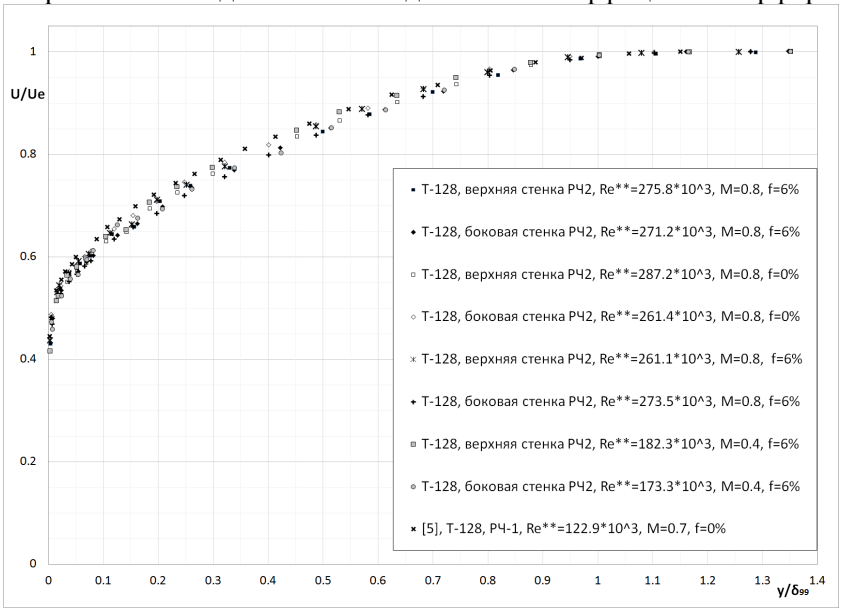


Рис. Профили скорости на перфорированных стенках рабочих частей №1 и №2

Литература:

1. Лыжин О.В., Пасова З.Г. Экспериментальное исследование расходного диффузора трансзвуковой аэродинамической трубы // Учёные записки ЦАГИ – 1979, том 10, № 4 – с. 48-55
2. Глазков С.А., Горбушин А.Р., Иванов А.И., Семёнов А.В. Recent experience in improving the accuracy of wall interference corrections in TsAGI T-128 wind tunnel // Progress in Aerospace Sciences – №37 (2001) – Pergamon Press – pp. 263-298
3. Бирюков В.И., С.А. Глазков, Горбушин А.Р., Иванов А.И., Семёнов А.В. Experimental investigation of the effect of nozzle shape and test section perforation on the stationary and non-stationary characteristics of flow field in the large transonic TsAGI T-128 wind tunnel // The Aeronautical Journal – 2005, №109(1092) – Manor Created Limited – pp.75-82
4. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Osipova S.L., Semenov A.V. Influence of the configuration of test section movable elements on its drag and flow field uniformity at transonic speeds // AIP Conference Proceedings 1770, 030008 (2016); http://dx.doi.org/10.1063/1
5. Глазков С.А., Горбушин А.Р., Осипова С.Л., Семенов А.В. Влияние геометрии подвижных элементов рабочей части трансзвуковой трубы на параметры пограничного слоя // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии. Тезисы докладов XII Всероссийской конференции молодых учёных. Новосибирск, 2018, С. 54-55.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ОБТЕКАНИИ ПЛАСТИНЫ ПОД УГЛОМ АТАКИ ПОТОКОМ ДИССОЦИИРОВАННОГО ВОЗДУХА

А.Н. Гордеев, И.В. Лукомский, А.В. Чаплыгин (ИПМех РАН, г. Москва)

В практике экспериментальной отработки высокотемпературных материалов нередко необходимо проведение испытаний образцов в форме пластин (плиток). В индукционных плазмотронах для решения таких задач могут применяться щелевые сопла. Течение при этом приобретает сложный пространственный характер, что существенно усложняет его численное моделирование. В этих условиях особое внимание должно быть уделено экспериментальным исследованиям режимов обтекания и теплообмена.

Измерения тепловых потоков к поверхности пластин с применением датчиков различного типа проводились на водоохлаждаемых моделях в Исследовательском центре Эймса [1] и Институте фон Кармана [2].

В ИПМех РАН на индукционном плазмотроне ВГУ-4 [3] были экспериментально определены тепловые потоки к поверхности медной пластины с размерами 100x100x10 мм, расположенной под углами атаки 0, 5, 15 и 30^{o} в потоке диссоциированного воздуха, истекающем из щелевого сопла с размерами выходного сечения 80x15 мм (рис. 1). Для измерений использовались нестационарные калориметрические датчики из бескислородной меди [4], размещенные на оси симметрии на расстоянии 20, 40, 60 и 80 мм от нижнего края пластины. Эксперименты проводились при давлениях в затопленном пространстве 50 и 100 гПа.

С помощью термовизора «Тандем VS-415U» зарегистрированы поля температур на поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» в режимах, где максимальная температура поверхности не превышала 1300 ^{o}C. Установлено, что тепловые потоки к поверхности плитки ниже тепловых потоков к медной поверхности в 2.4 - 2.8 раза.

Режимы обтекания пластины под углами атаки 0 - 30^{o} в потоках, создаваемых установкой ВГУ-4 при использовании щелевого сопла с размерами выходного сечения 80x15 мм, позволяют реализовать тепловые потоки 15 - 180 Вт/см^{2} к высококаталитической медной поверхности и могут использоваться при исследованиях высокотемпературных материалов.



Рис. 1. Медная модель-пластина с нестационарными калориметрическими датчиками

Литература:
1. Gokcen T., Skokova K., Alunni A. Computational Simulations of Panel Test Facility Flow: Compression-Pad Arc-Jet Tests // 42nd AIAA Thermophysics Conference. – 2011. – С. 3635.
2. Düzel Ü. Validation of Gas Surface Interaction modeling in Plasmatron facility for in-flight experiment development //Project report. – 2015. – Т. 14.
3. Гордеев А. Н., Колесников А. Ф. Высокочастотные индукционные плазмотроны серии ВГУ //Сб. Актуальные проблемы механики: Физико-химическая механика жидкостей и газов. Москва, Наука. – 2010. – С. 151-177.
4. ASTM E457-08(2015), Standard Test Method for Measuring Heat-Transfer Rate Using a Thermal Capacitance (Slug) Calorimeter, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2015, www.astm.org

ФОРМИРОВАНИЕ МАРШРУТА ДЛЯ ПОЛЕТА МАЛОВЫСОТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ГОРОДСКИХ УСЛОВИЯХ

Н.М. Гревцов (*ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский*)

Рассматривается метод построения безопасного маршрута для полета беспилотного летательного аппарата (БПЛА) в условиях плотной городской застройки. Маршрут формируется на карте района полета, построенной в прямоугольной системе координат. Сетка системы координат имеет одинаковую дискретность Δl по обеим осям. Дискретность сетки соответствует необходимой точности описания объектов застройки в плане.

Для каждого узла сетки определяется минимальное расстояние $r_{\min}$ до самого близкого объекта. Минимальное расстояние оценивается в относительных единицах

$$\bar{r}_{\min} = \left[r_{\min} / \Delta l \right].$$

Здесь квадратные скобки указывают на целое число величины.

Узлам сетки, попадающим в места расположения объектов, назначается 0 (нуль). Набор значений на всех узлах сетки можно рассматривать как "цифровую карту безопасности". Значение $\bar{r}_{\min}$ характеризует уровень безопасности. Линия, соединяющая узлы с одинаковыми значениями $\bar{r}_{\min}$, представляет собой линию равного уровня безопасности. Маршрут полета формируется так, чтобы избежать попадания траектории БПЛА внутрь области, ограниченной линией с заданным уровнем безопасности. Кроме линии безопасности задается ширина коридора полета. Маршрут задается обычным для пилотируемой авиации способом, то есть с помощью ППМ.

Формирование маршрута начинается с построения отрезка, соединяющего его начальную и конечную точки. Если на этом отрезке встречается объект, требующий облета, находятся касательные к линиям заданного уровня безопасности вокруг этого объекта. Касательные определяются путем упорядоченного перебора узлов со значением заданного уровня безопасности. Таких касательных будет две: справа и слева объекта. К этим касательным в точках касания проводятся нормали. Пересечения нормалей и внешней границей коридора дают первые потенциальные ППМ, обеспечивающие облет объекта справа и слева. Заметим, что уже на этом этапе возможные маршруты начинают ветвиться. Если на отрезке от начальной точки к ППМ отсутствуют объекты, требующие облета, тогда этот отрезок можно рассматривать в качестве участка траектории облета. При этом построение маршрута продолжается таким же путем – этот ППМ рассматривается как начальная точка, из которой проводится отрезок в конечную точку маршрута.

Если же на отрезке от начальной точки к ППМ встречается объект, то из начальной точки строятся касательные к линиям заданного уровня безопасности вокруг этого объекта и также находятся ППМ (их также будет два). Построение маршрута из каждой из них выполняется аналогичным путем, т. е каждая рассматривается как начальная, из нее проводится отрезок в конечную точку маршрута и т.д.

Таким образом формируются маршруты полета до тех пор, пока на отрезке, соединяющем очередной ППМ с конечной точкой маршрута, не окажется ни одного объекта. Следует заметить, что для облета одного объекта могут понадобиться несколько ППМ. При этом с уменьшением коридора облета необходимое число ППМ увеличивается.

Так как участки маршрута из каждого ППМ строятся аналогично построению участка из начальной точки (с принятием во внимание вышеуказанного различия), то вероятны траектории с излишними ППМ и разворотами. В таких случаях выполняется процедура коррекции. Она состоит в удалении лишних промежуточных ППМ. После этого осуществляется проверка отсутствия объектов на участках, полученных в результате удаления некоторых ППМ. Кроме этого выполняется процедура слияния ППМ, если расстояние между ними мало.

В результате реализации описанной процедуры находятся несколько возможных безопасных маршрутов. Активный маршрут полета может быть выбран автоматически в соответствии с принятым критерием или оператором БПЛА. Для выбора предпочтительного маршрута возможно предварительное моделирование полета БПЛА по найденным маршрутам.

Работа выполнена по соглашению с Минобрнауки № 14.628.21.0012.

Идентификатор проекта: RFMEFI62818X0012.

ВАЛИДАЦИЯ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ С ТРЕМЯ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

И.И. Гришин, Т.Г. Муханов, К.А. Колинько, М.Е. Сидорюк, А.Н. Храбров

(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Для обеспечения безопасности полета необходимо детальное изучение динамики самолета в расширенной области режимов полета, включая область сваливания. На больших углах атаки аэродинамика становится существенно нелинейной и зависит от предыстории движения, приводя к таким явлениям, как гистерезис аэродинамических характеристик, аэродинамическая асимметрия и т. д. Именно поэтому изучение аэродинамических характеристик на больших углах атаки следует выполнять с использованием движений, максимально приближенных к естественному управляемому движению самолета. Такое движение может быть реализовано в

аэродинамической трубе с использованием динамических установок с несколькими степенями свободы [1].

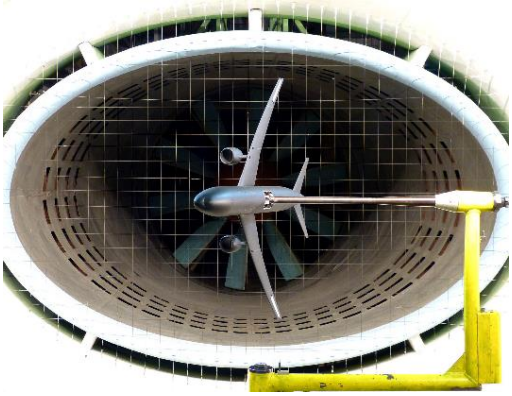


Рис. 1. Общий вид модели CRM в АДТ

В настоящем исследовании используется установка с державкой, расположенной перпендикулярно скорости потока аэродинамической трубы. На рисунке 1 приведена фотография модели на установке свободных угловых движений в рабочей части АДТ. Установка позволяет исследовать явления на больших углах атаки такие, как автоколебания в продольном и боковом каналах и другие виды неустойчивости. В исследовании, проведенном в сотрудничестве с CARDC (Китайский центр исследований и разработок в области аэродинамики) используется динамически подобная модель NASA CRM (Common Research Model) пассажирского самолета с геометрией, имеющейся в Интернете в свободном доступе.

Изготовленная в ЦАГИ модель имеет обычный набор поверхностей управления, отклоняемых сервоприводами: руль высоты, элероны и руль направления. Модель оснащена бортовым вычислителем, который используется для сбора и обработки данных, работы алгоритмов управления и беспроводной связи с компьютером оператора. Имеющаяся экспериментальная установка позволяет испытывать в аэродинамической трубе различные законы управления во всем доступном диапазоне углов атаки.

Для подавления автоколебаний большой амплитуды и предотвращения сваливания, разработано несколько законов управления различной структуры как с постоянными коэффициентами, так и с коэффициентами, зависящими от угла атаки. Использовались новые методы проектирования управления, основанные на структурированной H∞-оптимизации, доступные в последних версиях прикладного пакета Robust Control Tollbox для системы MATLAB.

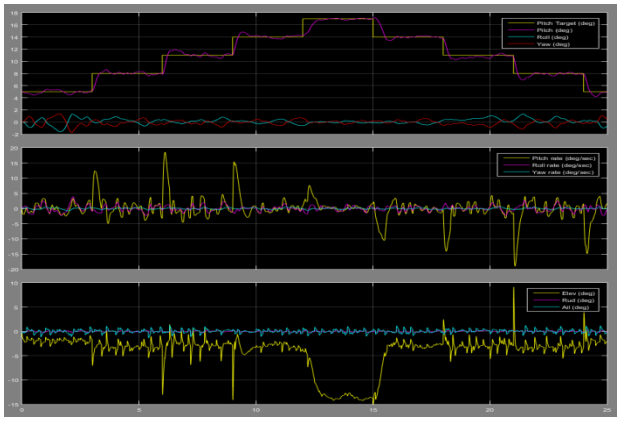


Рис. 2. Моделирование нелинейного управляемого движения модели на трехстепенном шарнире

Пример моделирования нелинейного управляемого движения модели на трехстепенном шарнире с одним из законов с учетом турбулентности атмосферы приведен на рисунке 2. Предварительные результаты экспериментального исследования показывают эффективность предложенных алгоритмов для подавления автоколебаний и предотвращения сваливания. Дальнейшая работа предполагает сравнительное экспериментальное исследование различных законов управления.

Литература:

1. Ю.А. Виноградов, И.И. Гришин, Е.Н. Колесников,К.А. Колинько, М.Е. Сидорюк, А.Н. Храбров. О возможности исследования в аэродинамических трубах критических режимов полета с использованием шарнира с тремя степенями свободы. Ученые Записки ЦАГИ. – 2014, т.XLV, № 5, стр. 91-100.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЁТА «ВГС-2»

А.А. Губанов, М.А. Меняйлов, А.В. Панюшкин, В.А. Талызин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Представлены результаты экспериментальных исследований аэродинамических характеристик (АДХ) модели модернизированного варианта высокоскоростного гражданского самолёта «ВГС-2» [1] в аэродинамической трубе (АДТ) ЦАГИ Т-116. Модель «ВГС-2» представляет собой комбинацию фюзеляжа, крыла с отклоняемыми элевонами и поворотными законцовками, V-образного вертикального оперения, воздухозаборного устройства (ВЗУ) и проточного канала. Элевоны и законцовки крыла выполнены с возможностью их отклонения на углы 0, ± 6°, ± 12°, ± 18°.

Для проведения испытаний в АДТ Т-116 модель снабжена хвостовой державкой; для измерения параметров потока на выходе из проточного канала модели и донного давления изготовлены гребёнки приёмников давления и термопар. Модель изготовлена с двумя типами ВЗУ: плоским и конвергентным – сформированным на основе обтекания осесимметричного диффузора Буземана [2]. Для плоского ВЗУ изготовлено 4 комплекта сменных частей, включающих трёхступенчатые тела торможения, спроектированные на разные расчётные местные числа Маха ($M_р$=4,2, 4,5, 4,8 и 5,1), и разные боковые щёки ВЗУ.

Для определения АДХ модели «ВГС-2» в АДТ Т-116 использовалась стандартная методика проведения экспериментальных исследований моделей с протоками. Данная методика предполагает проведение двух испытаний для каждой исследуемой конфигурации модели при одних и тех же параметрах набегающего потока, в одном из которых определяются величины коэффициента расхода ВЗУ и внутреннего сопротивления протока, а в другом – силы и моменты, действующие на модель.

Испытания проводились при числах Маха набегающего потока M_∞=5 и 6 и числах Рейнольдса $Re_{L=1\ м}$=5,4·10^6 и 6,7·10^6 соответственно в диапазоне углов атаки α=-6 ÷ 12° при нулевом угле скольжения. В первой серии испытаний были получены АДХ модели с нулевыми углами отклонения органов управления.

При обработке материалов эксперимента в качестве характерных площадей и линейного размера использовались площадь крыла $S_{хар.}$ = 0,199 м^2, площадь входа ВЗУ F_0=0,003756 м^2 и длина модели $L_{хар}$=1,2 м.

На рисунке ниже представлены общий вид модели и экспериментальные зависимости аэродинамического качества К и коэффициента расхода ВЗУ $\bar{f}$ модели «ВГС-2», полученные при числе M_∞=5. Круглыми точками представлены результаты экспериментальных исследований модели с конвергентным ВЗУ, квадратными – с плоским ВЗУ, спроектированным на $M_р$ = 5,1, ромбовидными – с плоским ВЗУ, спроектированным на $M_р$ = 4,2.

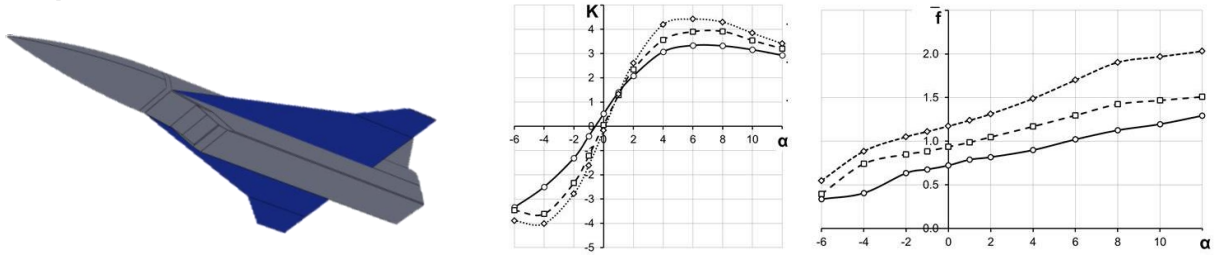


Рис. 1. Общий вид модели «ВГС-2» (с плоским ВЗУ) и экспериментальные зависимости её эродинамического качества К и коэффициентов расхода $\bar{f}$ для двух вариантов плоского ВЗУ и конвергентного ВЗУ при M_∞=5

Эксперимент показал, что максимальное аэродинамическое качество модели с любым из 4-х вариантов плоского ВЗУ при числе M_∞=6 оказалось близким к величине K_{max}=4, а на режиме M_∞=5 при $M_р$=4,2 была получена величина K_{max}=4,4. По итогам 1-й серии испытаний модели «ВГС-2» были достигнуты высокие внешние и внутренние характеристики при использовании плоского ВЗУ. Вместе с тем, полноценного запуска конвергентного ВЗУ в данных исследованиях достичь не удалось, и для разработки мер по обеспечению его работоспособности нужны дополнительные исследования.

Литература:

1. Бузулук В.И., Воеводенко Н.В., Губанов А.А., Меняйлов М.А., Панюшкин А.В., Талызин В.А. Интегральная аэродинамическая компоновка высокоскоростного ЛА с конвергентным воздухозаборником // Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ, 2018, с. 72 – 73.

2. Буземан А. Осесимметричное коническое сверхзвуковое течение // Газовая динамика. М: Изд-во иностр. лит., 1950, с. 197 – 218.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ПВД СКОРОСТНОГО ВЕРТОЛЕТА ИЗ ПОЛУЧЕННОЙ МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЕКАНИЯ ЗАГОТОВКИ С ОБЕСПЕЧЕНИЕМ ТОЧНОСТИ ФАСЕТНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛИ

Г.А. Губанов, К.А. Деев, В.В. Зиняев, В.А. Пупчин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящее время в авиационной технике для определения величины и направления вектора скорости, давления, а также ряда других параметров широко используются приемники воздушного давления (ПВД). Данная деталь является первичной частью системы воздушных сигналов и производит отбор набегающего потока для дальнейшей подачи в системы

статического и динамического давления. В соответствии с их служебным назначением ПВД имеют ряд сложных конструктивных элементов, таких как: внутренние каналы сложной конфигурации, фасетная поверхность рабочей части и точные заборные отверстия малых диаметров. Таким образом, обеспечение точности изготовления данных конструктивных элементов, а также соблюдения предъявляемых к ним требований является основной технологической задачей при изготовлении ПВД.

Для получения заготовки из нержавеющей стали был выбран метод селективного лазерного спекания металлического порошка. Для изготовления заготовки была применена система послойного лазерного спекания EOSINT M280 с порошком нержавеющей стали марки PH-1. Данный метод получения заготовки позволил наилучшим образом сконфигурировать внутренние каналы пневмотрасс на этапе проектирования заготовки с геометрией, которую невозможно было бы обеспечить классическими методами получения заготовки. Также данный метод позволил существенно снизить время получения заготовки при обеспечении требований к ее внутренней геометрии.

Разработка технологии изготовления ПВД велась в два этапа. На первом этапе была предложена конструкция заготовки, предполагающая меньшее количество механической обработки. Для обработки было спроектировано и изготовлено специальное приспособление, позволяющее установку заготовки по шестигранной поверхности ножки. Экспериментальная отработка разработанной технологии выявила недостаточную жесткость системы СПИД, а также ряд других проблем. На втором этапе была разработана заготовка, учитывающая выявленные в ходе экспериментальной отработки проблемы. Данная заготовка имела развитую базу, а также позволила использовать стандартную оснастку: трехкулачковый патрон и фрезерные тиски. Также для выявления рациональных технологических параметров обработки перед апробацией второго варианта технологии был проведен эксперимент на подобной заготовке по жесткости пластине, позволивший определить благоприятные с точки зрения отсутствия вибраций режимы чистовой обработки.



Рис. 1. Изготовленный образец перспективного ПВД скоростного вертолета

Изготовленный образец перспективного ПВД был исследован при помощи контрольно-измерительной машины типа «рука» и профилографа. Полученная размерная точность составила 0.05 мм, а шероховатость поверхности – Ra 0.6-0.8 мкм. Также вершины фасетной поверхности были исследованы на сходимость с использованием цифрового микроскопа Dino-Lite AM-413T на увеличении 180х. Было обнаружено 9 отклонений от сходимости не более 0.2 мм, что является допустимой величиной. Таким образом, исследование изготовленного образца ПВД выявило полное соответствие назначенным техническим требованиям.

ЗАДАЧА НАХОЖДЕНИЯ ФОРМЫ ТЕЛА ВРАЩЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОГО КРУТЯЩЕГО МОМЕНТА В ВЯЗКОЙ ЖИДКОСТИ

М.А. Демьянов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, ФАЛТ МФТИ, г. Жуковский)

Рассматривается оптимизационная задача определения формы тела вращения, на которое действует максимальный тормозящий момент вязких сил [1]. В качестве ограничений заданы площадь боковой поверхности тела и угловая скорость. Задача решается в приближении малого значения числа Рейнольдса. Течение вокруг тела описывается уравнениями Стокса для несжимаемой среды.

В рамках данной постановки удобно перейти в цилиндрическую систему координат (r,φ,z), связанную с осью вращения тела. Для единственной, отличной от нуля, азимутальной компоненты скорости w уравнение и граничное условие имеют вид:

$$\begin{aligned} &w_{rr}+w_{zz}+\left(\frac{w}{r}\right)_r=0 \\ &w\big|_S=\Omega r, \end{aligned} \qquad (1)$$

где Ω –угловая скорость вращения тела.

Можно показать, что $\mathrm{div}(r\sigma_{\varphi i}) = 0$, поэтому вычисление момента вязких сил можно производить по любой замкнутой поверхности $\tilde{S}$, охватывающей тело:

$$M = \iint_{\tilde{S}} \begin{pmatrix} r\sigma_{\varphi r} \\ 0 \\ r\sigma_{\varphi z} \end{pmatrix} \cdot d\vec{S} = 2\pi \int r^2 \sigma_{\varphi z} dr - r^2 \sigma_{\varphi r} dz \,.$$

Здесь σ_{ij} –тензор напряжений.

Легко проверить, что геометрическое масштабирование сохраняет решение уравнения (1); при этом $w \sim l$, $S \sim l^2$, $M \sim l^3$, где l –одномерный пространственный масштаб. Таким образом в качестве целевой функции можно выбрать соотношение $I = M / \Omega S^{3/2}$.

Для численного решения данной задачи применяется метод особенностей. Поле скоростей вычисляется как результат поверхностного интегрирования:

$$w\overrightarrow{e_\varphi} = \int_0^{l_0} a(z)\overrightarrow{VR}\left(z, \vec{\rho}\right) dl \,,$$

где $\overrightarrow{VR}\left(z, \vec{\rho}\right)$ –поле индуцируемое вортонным кольцом в точке $\vec{\rho}$; $a(z)$ –амплитуда вортонного кольца; dl –элемент дуги вдоль сечения тела.

Амплитуды вортонных колец $a(z)$ определяются из граничного условия на поверхности тела:

$$\tilde{r} = \int_0^{l_0} a(z) VR\left(z, \tilde{r}\overrightarrow{e_r} + \tilde{z}\overrightarrow{e_z}\right) dl + \frac{a\left(\tilde{z}\right)}{2} \frac{(\overrightarrow{e_r}, \vec{n})}{\left|\overrightarrow{e_r}\right|\left|\vec{n}\right|} \,.$$

Предполагается численно найти экстремум функции I в зависимости от радиусов вортонных колец и их количества, что позволит определить форму оптимального тела.

Литература:
1. Брутян М.А. Задачи управления течением жидкости и газа. М.: Наука. 2015. 271 с.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ИЗМЕРЕНИЙ ШУМА КРУПНОМАСШТАБНОЙ МОДЕЛИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА, ВЫПОЛНЕННЫХ НА ОТКРЫТОМ СТЕНДЕ И В АДТ Т-104

С.Л. Денисов, М.Ю. Зайцев (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

Задача снижения шума вертолётов становится на сегодняшний день всё более и более актуальной, поскольку в настоящее время в ИКАО активно обсуждается целесообразность дальнейшего ужесточения требований по шуму на местности для вертолетов. Наилучшим методом изучения акустических характеристик вертолётного винта с целью снижения шума на местности является экспериментальное исследование модельных несущих вертолётных винтов, являющихся доминирующий источник шума вертолета в целом. Наиболее подходящим местом для проведения таких испытаний являются аэродинамические трубы (АДТ) с заглушенной рабочей частью, такие как АДТ DNW-LLF [1]. К сожалению, на данный момент в России отсутствуют установки, в которой можно было бы проводить акустические измерения шума крупномасштабных моделей несущих вертолётных винтов в заглушенных условиях и при наличии спутного воздушного потока. Однако на сегодняшний день существует мнение, что в больших аэродинамических трубах типа АДТ Т-101 и Т-104 с открытой рабочей частью возможно проведение акустических измерений для крупномасштабных моделей несущих вертолётных винтов даже в том случае, когда они не оборудованы звукопоглощающими элементами, поскольку формирующееся в них реверберационное звуковое поле допускает проведение измерения акустических свойств исследуемых винтов (в том числе с применением направленных микрофонов). Как было показано в [2], для исследования масштабных моделей несущих вертолётных винтов на режиме висения допустимо проведение акустических измерений на открытом стенде. Таким образом, по причине отсутствия в нашей стране АДТ с заглушенной рабочей частью, для проведения акустических характеристик крупномасштабных моделей несущих вертолётных винтов существует два различных типа стенда: открытый стенд (гоночная площадка) и АДТ с открытой рабочей частью, не оборудованная шумоглушащими

элементами. В связи с этим, для выявления воздействия условий измерительных стендов на акустические характеристики модельных вертолётных винтов представляет интерес провести их сравнение при измерениях, выполненных на открытом стенде и в АДТ.

В работе проводится сравнение измерений шума крупномасштабной модели пятилопастного несущего винта, выполненных на гоночной площадке и в АДТ Т-104. На начальном этапе с помощью МЛС-эксперимента на открытом стенде определялись положения измерительных микрофонов, при которых отражения от конструктивных элементов стенда вносят минимальный вклад в измеряемый сигнал. Затем были проведены измерения шума крупномасштабной модели вертолётного винта при различных режимах работы винтового прибора. Далее, в АДТ микрофоны устанавливались под такими же углами наблюдения, как и на гоночной площадке и проводились измерения шума при режимах работы винтового прибора, соответствующих режимам гоночной площадки. Непосредственное сравнение экспериментально измеренных спектров шума, полученных на открытом стенде и в АДТ, продемонстрировало высокую чувствительность к режимам работы винтового прибора, местам расположения измерительных микрофонов и типу анализируемого звукового сигнала. Значительное влияние отражений от конструктивных элементов рабочей части АДТ сказывалось на зависимостях для тонального шума на первой и второй гармониках частоты следования лопастей винта, которые, по-сравнению с измерениями тонального шума на открытом стенде, характеризовались немонотонным поведением и существенной нерегулярностью. Было выявлено, что измерение шума крупномасштабных моделей вертолётных винтов в АДТ подвержено значительному влиянию отражений от конструктивных элементов АДТ Т-104, приводящих к искажению звукового поля. Анализ экспериментальных данных также показал, что на гоночной площадке при определённых режимах работы винта наблюдается значительное влияние отражений, которые также приводят к искажению измеряемого микрофонами звукового поля.

Литература:
1. D.A. Boxwell, F. H. Schmitz, W. R. Splettstoesser, and K. J. Schultz, “Helicopter model rotor-blade vortex interaction impulsive noise: Scalability and parametric variations” // Journal of the American Helicopter Society, vol. 32,no. 1, pp. 3–12, 1987.
2. F.H. Schmitz, E. Greenwood, R. D. Sickenberger, G. Gopalan, B. W.-C. Sim, D. A. Conner, E. Moralez, and W. Decker, “Measurement and characterization of helicopter noise in steady-state and maneuvering flight” // American Helicopter Society 63rd Annual Forum, (Virginia Beach, VA), May 2007.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ПОДДЕРЖИВАЮЩИХ УСТРОЙСТВ НА ИНТЕРФЕРЕНЦИОННЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ ПОДВЕСНОГО ГРУЗА В ПРИСУТСТВИИ МОДЕЛИ САМОЛЁТА-НОСИТЕЛЯ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

С.А. Дерябин, С.И. Кусакин, В.А. Федосеева, А.И. Шканаев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский),
А.И. Кольнер, С.В. Носков (ПАО «Компания «Сухой», г. Москва)

Для экспериментальных исследований в аэродинамических трубах (АДТ) аэродинамических характеристик (АДХ) моделей подвесных грузов (ПГ), расположенных на подкрыльевых точках подвески модели самолёта-носителя (С-Н), применяются различные поддерживающие устройства (ПУ). При пилонном креплении внутримодельные тензовесы модели ПГ соединяются с моделью С-Н посредством вертикально расположенной пластины (рисунок 1). Такое крепление обеспечивает установку модели ПГ под крыльевым пилоном модели С-Н с минимальными зазорами, соответствующими размещению ПГ в транспортном положении.

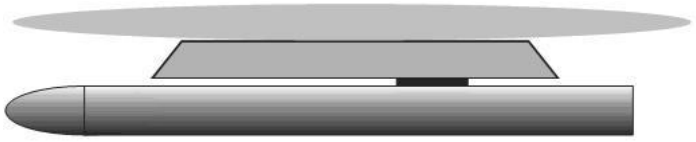


Рисунок 1

При исследованиях АДХ модели ПГ, которая перемещается с помощью автоматизированного стенда (АС) около модели самолета-носителя, применяется хвостовая державка. Недостатком этого способа крепления является то, что зазоры между моделью и пилоном больше тех, которые соответствуют транспортному положению ПГ. Это обусловлено необходимостью исключить касание модели и пилона в ходе эксперимента из-за деформаций поддерживающих устройств.

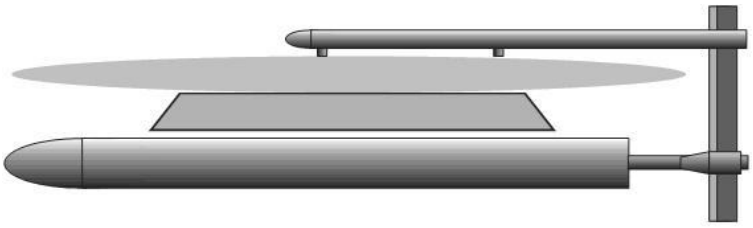


Рисунок 2

Для минимизации прогиба державки разработана конструкция специального неподвижного поддерживающего устройства (СНПУ) серповидной формы, закрепляемого на верхней поверхности крыла модели С-Н (рисунок 2). Такое крепление. позволяет приблизить начальное положение модели ПГ к транспортному положению

Проведена расчётная оценка влияния СНПУ на АДХ модели ПГ, расположенной под крылом модели С-Н, с использованием программного комплекса «Логос». Расчёты проведены при числе М=0.12 в диапазоне углов атаки модели С-Н $\alpha_н$=0÷12°. По результатам проведенных расчетов установлено, что изменения аэродинамических коэффициентов модели ПГ, обусловленные влиянием СНПУ, в исследованном диапазоне углов атаки не превышают 10%.

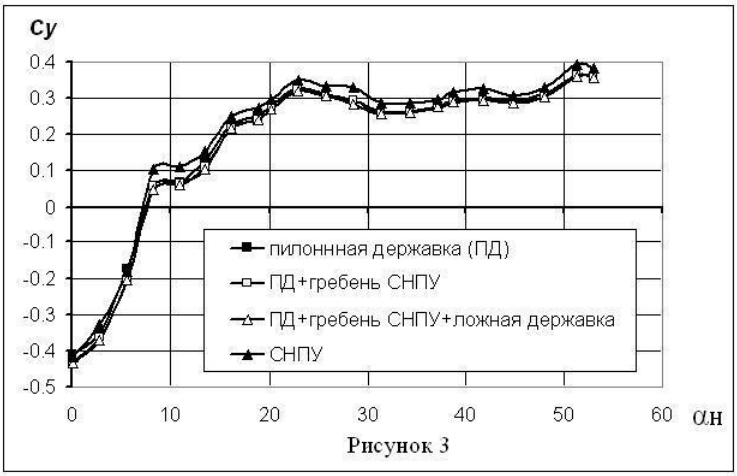


Рисунок 3

Для экспериментальной оценки влияния поддерживающих устройств на АДХ модели ПГ в присутствии модели С-Н на больших углах атаки проведены исследования в АДТ Т-103 ЦАГИ АДХ модели ПГ при пилоном креплении и при использовании СНПУ. Исследования проведены при скорости набегающего потока V=40м/с (М=0.12) в диапазоне углов атаки $\alpha_н$=0÷55°. Для оценки влияния элементов СНПУ проведены испытания модели ПГ «методом удвоения». Показано, что влияние элементов СНПУ на АДХ модели ПГ *при больших углах атаки* модели самолета-носителя (в исследованном диапазоне) не превышает 10%, (рисунок 3) также, как и по результатам расчетов в диапазоне углов атаки $\alpha_н$=0÷12°.

ИНТЕГРАЛЬНЫЙ ЗАКОН УПРАВЛЕНИЯ В ПОПЕРЕЧНОМ КАНАЛЕ САМОЛЁТА ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

Ю.И. Диденко, А.Н. Козяйчев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

На фоне мирового роста авиаперевозок, возрастает роль регулярности и безопасности авиаперевозок. Согласно статистике, основной причиной авиационных происшествий является человеческий фактор. Снижение роли человеческого фактора может быть достигнуто за счёт существенного повышения автоматизации управления воздушным судном. Особо важное значение имеют вопросы ограничения предельных параметров режимов полёта и повышения комфорта управления самолёта.

Большинство современных и все перспективные самолёты транспортной категории оснащены цифровыми дистанционными системами управления, обеспечивающих высокую безопасность полёта и комфорт управления.

В данном докладе, с целью дальнейшего совершенствования алгоритмов комплексной системы управления (КСУ) самолётов транспортной категории, описываются интегральные законы управления в поперечном канале управления. Расширение алгоритмов и переход на интегральные законы управления в поперечном канале позволит:

- обеспечить заданный градиент управляемости $X_э^{\omega_x}$;

- реализовать функцию ограничения угловой скорости крена заданной величиной $\omega_{x\,3\max}$;

- реализовать функцию ограничения угла крена заданной величиной, в зависимости от режима полёта;

- реализовать функцию автоматической балансировки в поперечном канале управления.

Реализация этих функций позволяет заметно повысить комфорт управления и безопасность полёта.

В поперечном канале предлагается использовать интегральный закон управления угловой скоростью крена и углом крена. В докладе рассматриваются две идеологии переключения между законом управления угловой скоростью крена и углом крена:

- в диапазоне углов крена $-\gamma_W < \gamma < \gamma_W$ осуществляется управление угловой скоростью крена (отклонению рычага поперечного управления соответствует заданная угловая скорость крена), при выходе крена за данный диапазон происходит переход с интегрального закона управления угловой скоростью крена на интегральный закон управления углом крена (отклонению рычага поперечного управления соответствует заданный угол крена) (см. рис. 1 а);

- в заданном диапазоне углов крена $-\gamma_W < \gamma < \gamma_W$ осуществляется управление угловой скоростью крена, за пределами этого диапазона осуществляется управление углом крена, но при отклонении рычага управления по крену направленном на создание угла крена противоположенного знака осуществляется управление угловой скоростью крена (см. рис. 1 б).

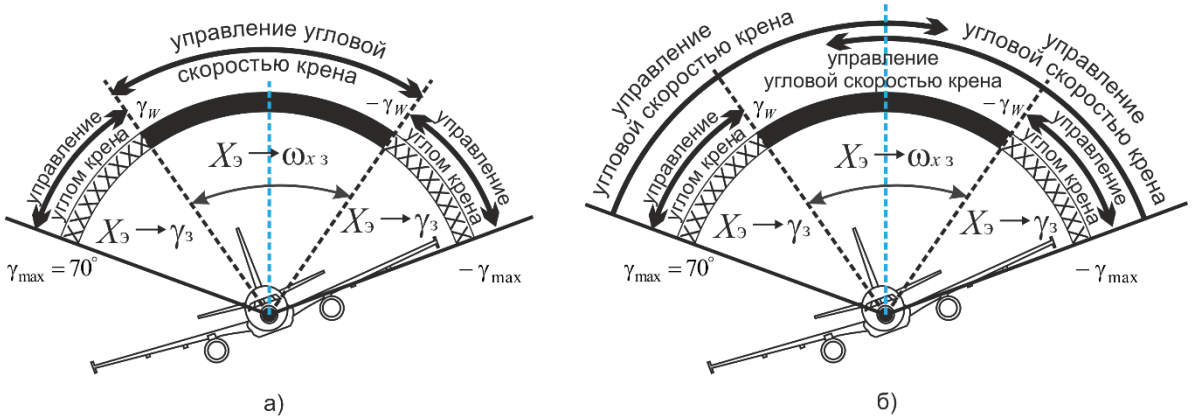


Рис. 1. Идеология интегрального закона управления в поперечном канале

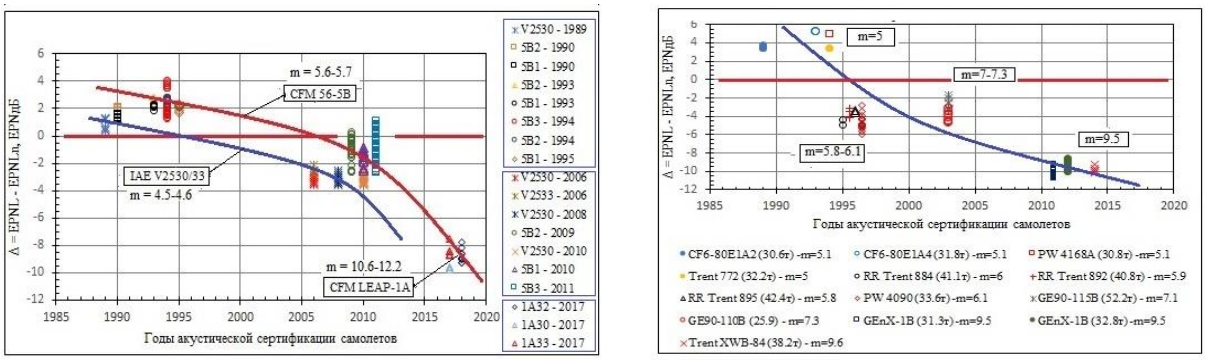
Предлагаемые законы управления были внедрены в КСУ перспективного среднемагистрального пассажирского самолёта. Проведены расчётные исследования по сравнению двух идеологий переключения. Также данные идеологии были предложены для оценки лётчикам, входе моделирования на пилотажном стенде. По результатам стендовых исследований получены лётные оценки для данных идеологий.

ПРОГРЕСС В СНИЖЕНИИ УРОВНЕЙ ШУМА СИЛОВЫХ УСТАНОВОК РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ

В.Г. Дмитриев, В.Ф. Самохин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский),
Ю.Д. Халецкий (ФГУП «ЦИАМ», г. Москва)

Представлены результаты анализа эволюции шумности силовых установок двух наиболее распространенных классов самолетов: двухдвигательных ближне-средне магистральных (БСМС) и дальних магистральных самолетов (ДМС). В анализе рассматриваются самолеты с двигателями со степенью двухконтурности m ≈ 4.5-12.2. Выявлено наличие на шкале времени 3-х характерных областей запасов уровней шума, соответствующих различным уровням применяемых в двигателях технологий. Сравнительная оценка акустической эффективности трех уровней технологий показала, что при использовании технологий 2-го уровня ведущую роль в снижении шума самолетов на взлете играет пассивная система шумоглушения, а при использовании технологий 3-го уровня – активные методы снижения шума двигателя и усовершенствованные пассивные системы шумоглушения.

Акустическая эффективность новых технологий 3-го уровня на взлетном режиме работы обеспечивает достижение запасов уровней шума БСМС и ДМС в точке сбоку от ВПП относительно норм главы 3 ИКАО до Δ ≈ (8 ÷ 11) EPNдБ (рис.1) в широких пределах изменения взлетной тяги двигателей – (15-40) т. В контрольной точке сбоку от ВПП разность между запасами уровней шума самолетов, в СУ которых применяются технологии 2-го и 3-го уровней, составляет δ ≈ 5 – 7 EPNдБ.



а) **б)**

Рис. 1. Эволюция запасов (Δ) уровней шума а) самолета А321 и б) ДМС типа В777/787, А330/350 с двигателями разных поколений в точке сбоку от ВПП относительно норм главы 3 стандарта ИКАО

На примере двигателей CFM LEAP-1A и PW 1100G показано, что наличие в двигателе редуктора практически не изменяет уровня шума БСМС в точке сбоку от ВПП, однако приводит к снижению суммарных запасов уровней шума на 2-3EPNдБ.

С точки зрения акустического совершенства в классе БСМС наиболее высокие достижения принадлежат семейству самолетов Airbus A321 с двигателями CFM LEAP-1A, тяга ≈ 15т. В настоящее время в диапазоне взлетных масс 80-93.5 т максимальные суммарные запасы уровней шума этих самолетов достигают 25-27 EPNдБ, , что на 8-10EPNдБ выше требований стандарта ИКАО по актуальной сегодня главе 14. Для дальних магистральных самолетов (А350, В787 с двигателями RR Trent XWB-84, GEnX-1B, тяга ≈ 30-40 т) в диапазоне взлетных масс 185-275т суммарные запасы составляют 31-34 EPNдБ, что на 14-17 EPNдБ выше требований главы 14 стандарта ИКАО.

Представленные данные по шуму современных реактивных самолетов могут служить ориентиром для определения индикаторов для уровней шума перспективных авиадвигателей и самолетов.

РЕШЕНИЕ НОВЫХ ЗАДАЧИ АЭРОДИНАМИКИ В ЦЕЛЯХ ПОВЫШЕНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ САМОЛЁТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

А.В. Долотовский, В.А. Терехин, В.И. Шевяков, А.А. Бабулин, А.В. Чуднов (АО «ГСС», г. Москва)

Уровень конкурентоспособности самолётов транспортной категории условно возможно сравнивать по следующим направлениям: безопасность полёта, топливная экономичность, экологичность, комфорт пассажиров и экипажа. По каждому из направлений существуют объективные критерии конкурентоспособности, например, удельный расход топлива, уровень вредных выбросов в атмосферу, уровень шума на местности и внутри самолёта. Безопасность полёта регламентируется нормами лётной годности. По всем этим направлениям для улучшения характеристик самолёта необходимо решение задач аэродинамики.

Наиболее общая и традиционная из них – повышение аэродинамического качества на крейсерских режимах полёта и на взлёте. Повышение качества положительно влияет не только на лётно-технические и взлётно-посадочные характеристики самолёта, но и на его шумовые характеристики. В настоящее время для повышения аэродинамического качества отечественных самолётов используются инновационные подходы, требующие расчётно-экспериментальных исследований: проектирование специальных законцовок крыла с учётом эффектов аэроупругости, разработка адаптивной механизации крыла, применение композитных конструкций крыла с большими изменениями формы в полёте. Приведены результаты исследований применительно к самолётам SSJ-100, CR-929.

Постоянное ужесточение сертификационных требований к самолётам транспортной категории связано не только со стремлениями повысить безопасность полётов, но и с конкурентной борьбой производителей авиационной техники. Для обоснования возможности полётов в условиях обледенения, определённых новыми требованиями (приложения О и Р к CS-25), необходимо проведение сложных расчётных и экспериментальных исследований, доступных далеко не всем авиационным разработчикам. В работе представлены основные результаты анализа льдообразования на несущих поверхностях самолёта CR-929 и использования противообледенительной защиты. Опыт эксплуатации самолёта SSJ-100 в

экстремальных погодных условиях показал на необходимость продолжения работ по повышению безопасности полёта с учётом улучшения аэродромного обслуживания, в частности - противообледенительной обработки ВС. Продемонстрированы результаты экспериментальных исследований по моделированию наземного обледенения конструкции самолёта и оценке их влияния на показания датчиков системы воздушных сигналов (СВС).

В связи с появлением более жёстких норм по шуму на местности, особое значение приобретают работы по аэроакустике планера. Работы проводятся в двух направлениях: оптимизация углов отклонения механизации крыла с учётом взаимодействия со струёй маршевого двигателя, а также нахождение локальных источников шума в элементах конструкции планера и минимизация их интенсивности. Расчётно-экспериментальные работы проводятся как для самолёта CR-929, так и для вариантов развития семейства самолётов SSJ.

Направление, появившееся в последнее время – импортозамещение. Основные задачи аэродинамики в этом направлении – нахождение оптимальных мест расположения отечественных датчиков СВС, с учётом возможности их сертификации для работы в условиях обледенения, а также оптимальное расположение сигнализатора обледенения, обеспечивающее своевременное включение противообледенительных систем. Ремоторизация - использование отечественных маршевых двигателей с отечественными мотогондолами - ставит задачу оптимизации как внешних обводов мотогондолы, так и зоны крыла в районе мотогондолы для минимизации их вредной интерференции. Важная часть импортозамещения – переход на отечественное программное обеспечение (ПО). На ГСС такой подход был принят более 10 лет назад в части специализированного ПО, ориентированного на расчёты обтекания (например, BLWF, COBRA, SPRUT, «EWT-ЦАГИ», TRAWOPT, …), а последние 5 лет одним из условий, предъявляемых к соисполнителям при заключении договоров на проведение расчётных работ, является требование использования отечественного ПО. Одна из задач на предприятии – создание центров компетенции по различным направлениям с использованием отечественного ПО и обширной базы экспериментальных данных, полученных при испытаниях моделей в аэродинамических трубах, в лётных испытаниях опытных самолётов, эксплуатации серийных самолётов транспортной категории.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА СВЕРХКОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С ГИПЕРНЕСУЩИМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ

А.С. Дроздов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Одним из приоритетных направлений развития авиации является расширение условий базирования. При этом необходимо обеспечить не только высокие параметры весового совершенства планера и силовой установки, но и минимизировать воздействие горячих высоконапорных струй двигателей на взлётно-посадочную площадку.

Одним из наиболее перспективных направлений для радикального сокращения взлетно-посадочных дистанций маневренных самолетов является применение схемы с гипернесущими поверхностями для балансировки вертикальной составляющей тяги силовой установки.

Для исследования эффективности ГНП и исследований их интерференции с планером в компоновке самолета проведены расчетные исследования обтекания аэродинамической компоновки с ГНП.

Расчетные исследования вязкого обтекания проводились с использованием программного комплекса ANSYS CFX с применением SST-модели турбулентности. При решении задач использованы неструктурированные расчетные сетки, для необходимого разрешения пограничного слоя к поверхности исследуемого объекта проводилось автоматическое построение призматического слоя.

В ходе исследований получены суммарные и распределённые аэродинамические коэффициенты и моменты, подтверждающие эффективность использования ГНП в компоновке самолета для укороченного взлета и посадки. Проведен анализ особенностей обтекания компоновки.

Литература:

1. Власов В.А., Кажан А.В., Наливайко А.Г. Разработка и расчетно-экспериментальные исследования двухщелевой модели гипернесущей поверхности. // Материалы XVI школы-семинара «Аэродинамика летательных аппаратов», 2005 г., стр. 35.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ МНОГОЦЕЛЕВОГО "НЕСЛЫШИМОГО" БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.С. Дроздов, А.В. Кажан, А.А. Сорокина (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В рамках работ по формированию технической концепции "неслышимого" БПЛА проведены расчетные исследования аэродинамической компоновки летательного аппарата с плоским соплом в хвостовой части в расчетных условиях полета. Данная компоновка хвостовой части была выбрана из трех вариантов, исследованных в АК-2 ЦАГИ на предыдущих этапах работ, так как обеспечивала и режим «неслышимости», и наилучшие аэродинамические характеристики [1, 2].

Расчетные исследования вязкого обтекания проводились с использованием программного комплекса ANSYS CFX и соответствовали двум режимам полета БПЛА – режим барражирования при H = 8000 м, M = 0,25 и режим детального наблюдения при H = 1000 м, M = 0,15. Работа силовой установки моделировалась заданием расхода воздуха на входе в двигатель, а также расхода и полной температуры газа на выходе из двигателя.

Рассматриваемая компоновка характеризуется высокой степенью интеграции планера и силовой установки, в связи с чем режим работы двигателя оказывает существенное влияние на обтекание носовой части фюзеляжа. Проведены расчеты при дросселировании двигателя. Получено, что при уменьшении расхода происходит снижение скорости и рост давления в канале воздухозаборника, что приводит к перестройке течения около носовой части фюзеляжа и в области обечайки воздухозаборника. Изменение значений продольного момента при дросселировании двигателя при нулевом положении омываемого струей руля высоты незначительно.

В результате исследований показано, что аэродинамическая компоновка обеспечивает высокие значения аэродинамического качества: $K_{мах} = 40$ при H = 1000 м, M = 0,15 и $K_{мах} = 33,5$ при H = 8000 м, M = 0,25. При дросселировании двигателя значение максимального аэродинамического качества снижается до $K_{мах}$ ~32,5 для обоих режимов полета за счет увеличения сопротивления обечайки воздухозаборника. Аэродинамическая компоновка обладает нейтральной устойчивостью в продольном канале и устойчива по крену и рысканью относительно предельно задней центровки.

Проведены расчетные исследования эффективности хвостового руля высоты, омываемого реактивной струей. Получено, что при отклонении руля высоты на кабрирование отрывная зона на поверхности руля высоты уменьшается с увеличением расхода воздуха, а при отклонении руля высоты на пикирование наблюдается обратная зависимость. При этом, отклонение руля высоты на пикирование практически не влияет на изменение вектора тяги силовой установки и, естественно, имеет меньшую эффективность. Максимальная эффективность хвостового руля высоты на кабрирование составляет $\Delta m_{z\ хв.р.} \sim 0,16$, что достаточно для управляемости ЛА на разбеге при отрыве носового колеса.

На основании полученных результатов сформированы требования к устойчивости и управляемости ЛА, выбраны органы управления и выполнена оценка их эффективности.

Литература:

1. Горбовской В.С., Дроздов А.С., Кажан А.В., Сорокина А.А. Расчетно-проектные исследования сопла многоцелевого «неслышимого» беспилотного летательного аппарата, XXVIII научно-техническая конференция по аэродинамике, 2017
2. Дроздов А.С., Кажан А.В., Сорокина А.А. Расчетные исследования аэродинамических компоновок многоцелевого «неслышимого» беспилотного летательного аппарата, XXIX научно-техническая конференция по аэродинамике, 2018

ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ КРЫЛА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА

О.В. Дружинин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

С целью разгрузки несущего винта, а также повышения скорости и маневренности вертолета в его конструкции используют крыло. Выбор формы крыла для вертолета обусловлен скоростью полета.

Проведено численные исследования влияния формы крыла на аэродинамические характеристики модели вертолета (М 1: 6,9) по программе FloEFD. Было рассмотрено два типа крыла: прямое и треугольное. Расчеты проведены при скорости набегающего потока V = 25 м/с в диапазоне углов атаки $-20° \le \alpha \le 16°$ и углов скольжения $-16° \le \beta \le 16°$.

Численные исследования показали, что в расчетном диапазоне углов атаки несущие свойства прямого крыла выше, чем треугольного (рисунок 1), но при этом оно создает большее сопротивление. С увеличением угла атаки увеличиваются различия в аэродинамических и моментных характеристиках крыльев. При увеличении угла скольжения подъемная сила треугольного крыла возрастает. Наименьшее влияние изменение углов атаки и скольжения оказывает на момент крена.

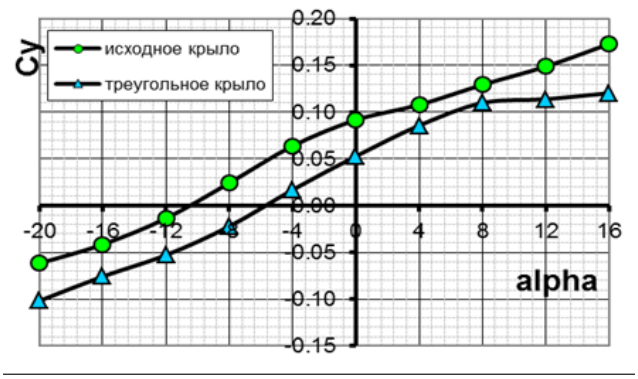


Рис. 1. Зависимость коэффициента подъемной силы модели вертолета от угла атаки

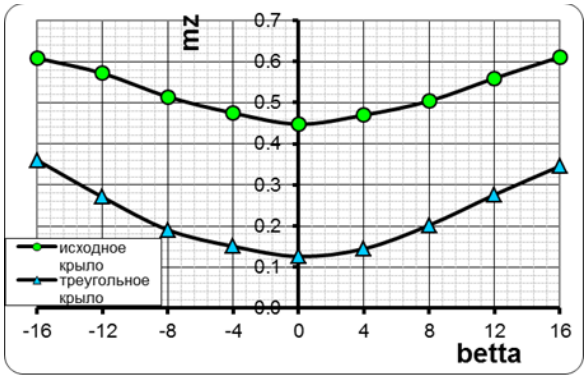


Рис. 2. Зависимость коэффициента тангажа модели вертолета от угла скольжения

Анализ результатов расчета показал, что скоростного полета наиболее целесообразным является треугольное крыло, так как оно обладает наименьшим сопротивлением, достаточной подъемной силой, с ним вертолет наиболее устойчив.

ГИПЕРЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ СКОЛЬЗЯЩЕЙ ПЛАСТИНЫ НА РЕЖИМЕ СИЛЬНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

Г.Н. Дудин, В.Я. Нейланд (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящей работе рассматривается обтекание пластины конечной длины на режиме сильного взаимодействия при заданной температуре поверхности и наличии угла скольжения β. Для проекции числа Маха на нормаль к передней кромки выполняется условие $M_n = M_\infty \cos\beta \gg 1$. Предполагается, что на задней кромке пластины задается дополнительное условие, которое является функцией от поперечной координаты. Вводится преобразование переменных, которое позволяет учесть особенности поведения функций течения в окрестности передней кромки и формулируется краевая задача для пространственного пограничного слоя с заданной зависимостью давления от поперечной координаты на задней кромке пластины. Так как поперечное течение в пограничном слое при $\beta \neq 0$ существует изначально, то решение краевой задачи в окрестности передней кромки в трехчленном разложении можно искать в виде

$$p(x,\ z) = p_0 + p_\alpha(z)x^\alpha + N\frac{dp_\alpha(z)}{dz}p_{\alpha 1}x^{\alpha+1} + \ldots,\quad f(x,\ \eta,\ z) = f_0(\eta) + f_\alpha(\eta)\frac{p_\alpha(z)}{p_0}x^\alpha + N\frac{dp_\alpha(z)}{dz}f_{\alpha 1}(\eta)x^{\alpha+1} + \ldots,$$

где $f = (u,\ v,\ w,\ H)$, а нижним индексом «0» обозначены члены разложений, соответствующие автомодельному решению для полубесконечной пластины. Следует отметить, что данное разложение принципиально отличается от случая обтекания пластины при нулевом угле скольжения [1, 2]. После подстановки данного разложения в уравнения пространственного пограничного слоя получаем соответствующие краевые задачи. Система уравнений для первых членов разложения (автомодельная часть) было впервые решена в [3]. Решение краевой задачи для вторых членов разложения позволяет определить значение собственного числа α и некоторые результаты ее решения приведены в [4]. В настоящей работе приведены результаты с учетом решения краевой задачи для третьих членов разложения.

Далее приведены величины пропорциональные коэффициенту трения в направлении перпендикулярном передней кромки на пластине при H_w=1, σ=1, γ=1.4, β=45^o, N=1. Для значений функции $p_\alpha(z) = 0.0175\cos^6(\pi z)$ на рис. 1 представлена зависимость коэффициента $\frac{du(2)}{d\eta} = \frac{du_0}{d\eta} + \frac{p_\alpha(z)}{p_0}\frac{du_\alpha}{d\eta}x^\alpha$ (двухчленное разложение), а на рис. 2 – $\frac{du(3)}{d\eta} = \frac{du_0}{d\eta} + \frac{p_\alpha(z)}{p_0}\frac{du_\alpha}{d\eta}x^\alpha + \frac{N}{p_0}\frac{dp_\alpha(z)}{dz}\frac{du_{\alpha 1}}{d\eta}x^{\alpha+1}$ (трехчленное разложение). Приведенные данные

показывают, что при наличии угла скольжения необходимо учитывать третий член разложения, а сама величина призводной $\frac{dp_a(z)}{dz}$ существенно влияет на характеристики течения.

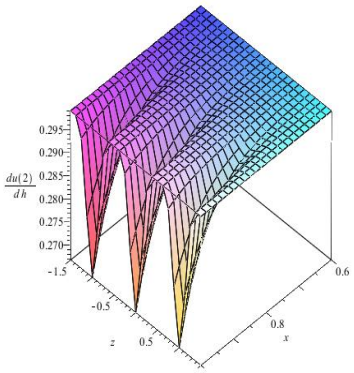


Рис. 1.

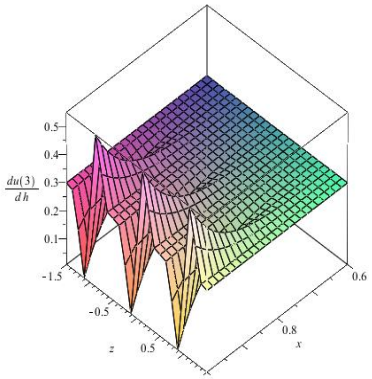


Рис. 2.

Литература:
1. Дудин Г.Н., Нейланд В.Я. Об индуцировании трехмерных возмущений в пограничном слое при сильном взаимодействии с гиперзвуковым потоком // Известия РАН. МЖГ. 2018. № 1. С. 89-96.
2. Дудин Г.Н., Нейланд В.Я. Влияние температуры поверхности пластины на распространение возмущений при гиперзвуковом обтекании // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. XLIX. № 5. С. 3–16.
3. Whalen R.J. Boundary-layer interaction on a yawed infinit wing in hypersonic flow // JASS. 1959, V. 26, № 12. P. 839-841.
4. Дудин Г.Н., Нейланд В.Я. О распространении возмущений на скользящей пластине на режиме сильного взаимодействия // Доклады Академии наук. 2018. Т. 483. № 1. С. 33-36.

О ВИХРЕВЫХ ПОТОКАХ И СИЛАХ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА ТЕЛА, ДВИЖУЩИЕСЯ С УСКОРЕНИЕМ

Г.Я. Дынникова, А.В. Юдин (НИИ механики МГУ, г. Москва)

В работе [1] уравнение эволюции завихренности, вытекающее из уравнений Навье-Стокса для нестационарных течений вязкой несжимаемой жидкости, представлено в дивергентном виде. Введены понятия тензора переноса завихренности, а его проекция на нормаль к элементарной площадке – плотностью потока завихренности через эту площадку. При условии прилипания плотность потока завихренности с поверхности тела равна $\boldsymbol{\sigma}_{new} = \nu \boldsymbol{n} \times (\nabla \times \boldsymbol{\omega})$

Сила давления, действующая на твердое тело выражается через $\boldsymbol{\sigma}_{new}$ следующей формулой.

$$\boldsymbol{F}_p = -\frac{\rho}{2^{\kappa-1}} \iint_{S_b} \boldsymbol{x} \times \boldsymbol{\sigma}_{new} ds + \dot{\boldsymbol{\Omega}} \times \boldsymbol{x}_m m_f + \ddot{\boldsymbol{x}}_m m_f ,$$

где κ – размерность пространства, $\boldsymbol{x}_m, m_f$ центр тяжести объема вытесненной жидкости и ее масса, $\boldsymbol{\Omega}$ – угловая скорость движения тела.

В данной работе выведено интегральное уравнение для функции $\boldsymbol{\sigma}_{new}$, решение которого эквивалентно решению задачи Пуассона для распределения давления. С помощью полученного уравнения доказано, что тензор присоединенных масс при ускоренном движения тела в вязкой несжимаемой жидкости не зависит от скорости движения тела и распределения завихренности в пространстве, т.е. от предыстории течения. Полученный результат может быть использован при решении сопряженных задач движения тел под действием гидродинамических сил.

Проведен анализ некоторых распространенных ошибок, допускаемых при постановке граничных условий на поверхностях, движущихся с ускорением.

Литература:
[1] Dynnikova G. Y., Andronov P. R. Expressions of force and moment exerted on a body in a viscous flow via the flux of vorticity generated on its surface // European Journal of Mechanics, B/Fluids. — 2018. — Vol. 72, no. Nov-Dec. — P. 293–300. DOI: https://doi.org/10.1016/j.euromechflu.2018.06.002

КРУПНОМАСШТАБНАЯ МОДЕЛЬ ДЕМОНСТРАТОРА С ЭЖЕКТОРНЫМИ ИМИТАТОРАМИ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ПОДВОДЕ ВОЗДУХА ЧЕРЕЗ КРЫЛО

А.Ю. Дюг, А.А. Юстус (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

При создании пассажирского самолета необходимым условием является проведение многочисленных аэродинамических испытаний на моделях разрабатываемого самолета.

Одними из таких моделей являются крупномасштабные высокоинформативные модели самолета. Преимуществом крупноразмерных моделей перед моделями меньших масштабов является возможность получить наиболее точные аэродинамические характеристики за счет использования масштабного фактора.

Благодаря большому масштабу модели мы имеем возможность более подробно исследовать малоразмерные элементы самолета и их влияние на аэродинамику самолета в целом.

Данная крупномасштабная модель магистрального самолета предназначена для проведения испытаний с выдувом струи воздуха на механизацию по задней кромке на взлетно-посадочных режимах и подводом воздуха к эжекторным имитаторам двигателя в АДТ ЦАГИ Т-104. На модели установлено крыло малой стреловидности и мотогондолы над задней кромкой крыла.

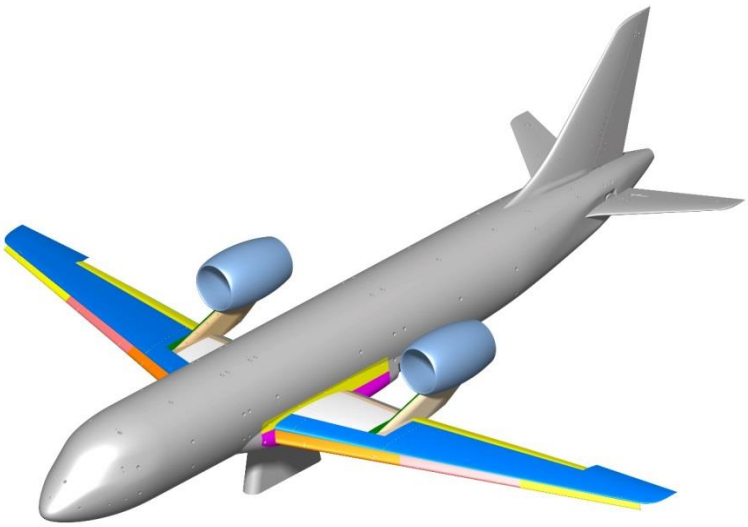


Рис. 1. Общий вид модели

Крыло модели оснащено 4-мя дренажными сечениями по 27 отверстий каждое для определения распределенного давления по поверхности крыла. В корневой части крыла, по задней кромке, организован выдув струи воздуха на отклоняемую механизацию. В зависимости от конфигурации, на модели исследуется влияние выдува струи воздуха на отклоненный внутренний закрылок и на отклоняемый щиток. Через герметичные каналы внутри консолей крыла, обеспечен стабильный подвод воздуха к задней кромке и к эжекторным имитаторам двигателей.

ЗАДАЧИ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ КОНСТРУКТИВНО-ПОДОБНЫХ ОБРАЗЦОВ И КРУПНОРАЗМЕРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ИЗ ПКМ

Ю.Ю. Евдокимов, И.Н. Качарава, С.А. Титов, И.В. Трифонов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящее время в НТЦ НПК «ЦАГИ» наряду с металлическими расширяется производство крупноразмерных аэродинамических моделей и легких беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), изготовленных из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Особенностью моделей является то, что они рассчитываются на нагрузки, превосходящие эксплуатационные в 4 раза. В связи с чем, задачи контроля качества изготовленных деталей с применением неразрушающего контроля (НК) становятся все более актуальными.

Рассмотрен ряд возможных производственных дефектов, возникших при изготовлении большого количества конструктивно-подобных и крупноразмерных аэродинамических моделей из ПКМ. Среди них – неравномерность толщины монолитного стекло- и углепластика, отклонение толщины сформованного пластика от номинального значения, попадание фрагментов технологических материалов (пленки, сетки, «жертвенной ткани») в массив материала и между слоями, возникновение пузырей воздуха или внутренних непропитанных очагов и расслоений между слоями тканевого армирующего материала. Применение для дефектоскопии широко распространённых ультразвуковых методов контроля (УЗК) позволяют

обнаружить основную часть рассмотренных дефектов внутри монолитных композитных конструкций.

Представлен ряд нерешенных на сегодня задач по определению возможных дефектов в изготавливаемых изделиях. В их числе, за счет сложности в обеспечении плотных посадок металлических крепежных элементов (болт, заклепка) в деталях из ПКМ, в соединениях образуются зазоры между крепежными элементами и отверстиями в деталях из ПКМ. Это приводит к неравномерной загрузке крепежа в многорядных соединениях и, как следствие, к их преждевременному разрушению. Отсюда вытекают дополнительные задачи контроля равномерной загруженности при восприятии нагрузок крепежных элементов (болтов) в многорядных соединениях.

Представлено перспективное решение для проведения оперативного контроля равномерности загружения крепежных элементов в многорядных металло-композитных болтовых соединениях с применением способа основанного на современном лазерно-ультразвуковом методе НК.

ВОССТАНОВЛЕНИЕ И КОДИРОВКА ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА НА ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНОМ ЭТАПЕ СНИЖЕНИЯ ПО ГЛИССАДЕ, ВЫРАВНИВАНИИ И ПРОБЕГЕ ПО ВПП

Д.С. Емельянов, В.В. Стрелков, (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский),
Е.Б. Горский (АО «ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский)

При расследовании авиационных происшествий, связанных с выкатыванием самолета за боковую кромку ВПП, неизбежно встает вопрос анализа траектории движения самолета на заключительном этапе снижения по глиссаде, на выравнивании и при послепосадочном пробеге. Характер траектории, наряду с такими параметрами как вертикальная скорость, углы тангажа, крена, курса в момент касания ВПП и другими параметрами полета, мог бы также рассматриваться в качестве индикатора качества выполнения посадки экипажем в процессе выполнения обязательного послеполетного анализа записей бортового параметрического регистратора с целью выявления предпосылок к авиационному происшествию.

Однако, в связи с особенностями регистрации координат самолета на бортовом самописце и точностью измерения координат, фактическая траектория движения самолета в системе координат, связанной с ВПП, остается неизвестной. Например, вследствие дискретности регистрации широты и долготы по уровню сигнала, которая определяется ценой младшего разряда (ЦМР) записи данных параметров, неопределенность в положении самолета в горизонтальной плоскости может измеряться десятками метров. Погрешность определения координат в стандартном (автономном) режиме GPS составляет 9 м для 95% измерений в среднем по земному шару и 17 м для наихудшего местоположения, что сравнимо с шириной ВПП. Кроме того, не известны точные моменты времени, на которые рассчитаны координаты.

Рассматриваемая в работе методика восстановления фактической траектории движения самолета в горизонтальной плоскости позволяет получить гладкую траекторию, пригодную для анализа движения самолета на посадке, в том числе при послепосадочном пробеге, рисунок 1.

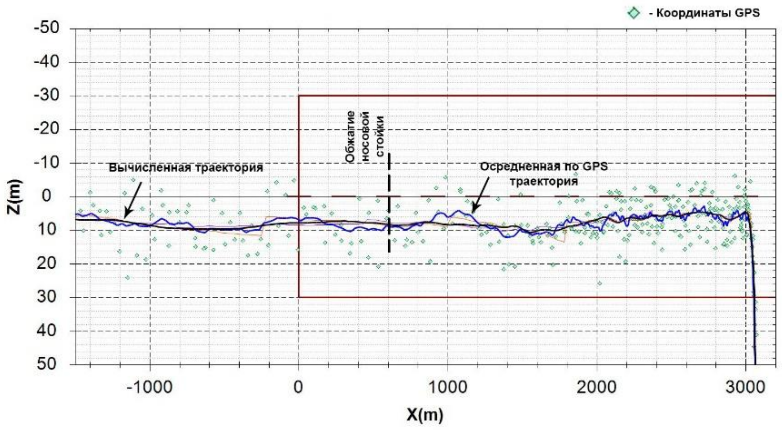


Рис. 1. Восстановление гладкой траектории движения самолета

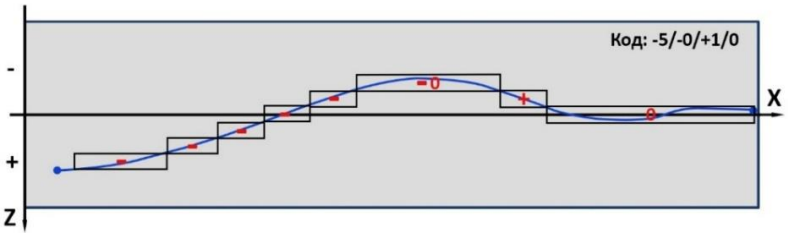


Рис. 2. Описание траектории дискретным кодом

В представленном докладе предлагается также метод описания гладкой траектории дискретным кодом (рисунок 2), позволяющим выполнять сравнительный анализ траекторий посадки и выявлять наиболее опасные траектории. Кодировка траектории является способом компактного и информативного описания основных особенностей рассматриваемой траектории.

ПЛОСКИЙ ЭЖЕКТОР С ПРОДОЛЬНЫМ СДВИГОМ СОПЕЛ АКТИВНОГО ГАЗА ДЛЯ БОЛЬШОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ Т-109

А.М. Еремин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Одним из способов повышения эффективности плоского газового эжектора (типа всасывающего эжектора аэродинамической трубы Т-109 ЦАГИ) является сдвиг одного из сопел активного газа вниз по потоку [1, 2]. Сдвиг сопел смещает «бочки» высоконапорных струй, что увеличивает площадь низконапорной струи в сечении запирания и позволяет увеличить максимальный расход низконапорного газа через эжектор. Схема эжектора со сдвигом сопел приведена на рис. 1. В [3] возможность повышения характеристик эжектора за счет продольного сдвига сопел была экспериментально подтверждена (рис. 2).

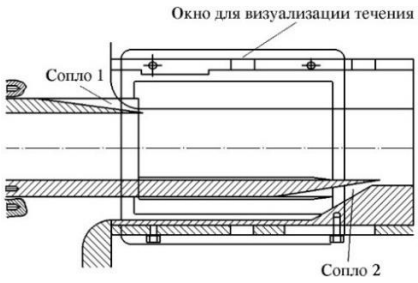


Рис. 1. Эжектор со сдвигом сопел

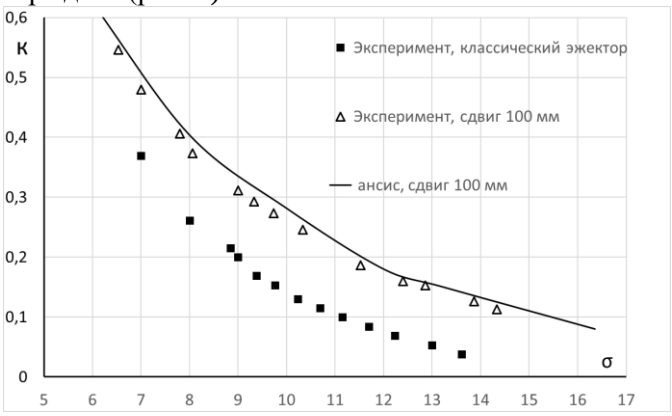


Рис. 2. Выигрыш в коэффициенте эжекции k

В данной работе с помощью коммерческого пакета ANSYS-CFX было проведено численное моделирование течения в эжекторе со сдвигом сопел. Геометрия исследуемого эжектора совпадает с геометрией эжектора, испытанного в работе [3]. Эжектор имеет прямоугольную в поперечном сечении камеру смешения (как у всасывающего эжектора аэродинамической трубы Т-109) с размерами 87×100 мм. Длина камеры смешения, приведенная к ее гидравлическому диаметру, составляет 18,3. Основной геометрический параметр эжектора оставался постоянным при всех значениях сдвига сопел и был равен a=5,4. Сдвиг сопел менялся от 0 до 350 мм. Число Маха сопел активного газа M'=1.

Расчеты проводились на структурированной расчетной сетке с числом узлов порядка 1 млн. Высота первой ячейки соответствовала значению y_+=1. Использовалась SST модель турбулентности. Полная температура смешиваемых газов в расчетах была одинаковой и равнялась 300 К.

Результаты численного моделирования и эксперимент показывают, что сдвиг сопел улучшает характеристики эжектора. На рис. 2 приведены полученные в расчетах критические (максимальные) коэффициенты эжекции для сдвига сопел 100 мм. Там же даны экспериментальные характеристики, взятые из работы [3], эжекторов со сдвигом сопел 100 мм и классического эжектора. Полученная в расчетах характеристика эжектора со сдвигом сопел лежит выше характеристики классического при всех отношениях полных давлений смешиваемых газов. Имеет место удовлетворительное совпадение расчетов с экспериментом.

Сдвиг сопел рекомендуется применить для модернизации аэродинамической трубы Т-109 ЦАГИ и достижения в ней расчетного числа Маха М=4 (за счет повышения степени сжатия всасывающего эжектора).

Литература:
1. Ю. К. Аркадов. Газовый эжектор. Авторское свидетельство №171498// Бюлл. изобр., 1965, №11
2. Ю. К. Аркадов. Газовый эжектор со сдвигом высоконапорных сопел. Ученые записки ЦАГИ, 1999 №3-4.
3. Е. Г. Зайцев, Г. М. Рябинков. Эжектор со смещенными вдоль оси соплами высоконапорного газа. Ученые записки ЦАГИ. 1989 №1

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕНОСТЕЙ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ В УСЛОВИЯХ НИЗКОГО КОЭФФИЦИЕНТА СЦЕПЛЕНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.Л. Ермаков, М.А. Киселев, М.С. Кубланов, В.В. Трофимов, В.Г. Ципенко (МГТУ ГА, г. Москва)

Современное развитие авиационно-транспортной системы подразумевает необходимость высокой регулярности полетов для обеспечения точности выполнения расписания. Одним из факторов, определяющих регулярность полетов, являются погодные условия в аэропортах вылета и назначения, в частности, состояние взлетно-посадочной полосы (ВПП), определяющееся коэффициентом сцепления колес шасси с ВПП. Возможность эксплуатации воздушных судов (ВС) на ВПП, имеющих низкий коэффициент сцепления (менее 0,3), является резервом повышения регулярности полетов, поэтому проблема расширения эксплуатационных ограничений ВС на взлете и посадке в сторону пониженных значений коэффициента сцепления является актуальной. Также ситуация, связанная с посадкой на ВПП с низким коэффициентом сцепления, может происходить в эксплуатации при передаче на борт ВС недостоверной информации о состоянии ВПП, при необходимости совершить вынужденную посадку [1]. При этом условиями безопасности на взлете и посадке являются достаточная располагаемая длина ВПП и величина бокового отклонения самолета от ее оси.

Обширные исследования, проведенные с помощью Системы математического моделирования динамики полета летательных аппаратов (СММ ДП ЛА), разработанной в МГТУ ГА, и с использованием универсального численного описания коэффициента сцепления [2] показали возможность адекватного воспроизведения движения транспортного самолета по ВПП со сверхнизким коэффициентом сцепления ($\mu_{сц}$≈0,1–0,2) [3], однако, при этом подняли проблему модернизации нормативной документации в сторону сверхскользких ВПП, а также расширения возможности математического моделирования текущих значений $\mu_{сц}$ в зависимости от всех определяющих его факторов [4].

Для обеспечения безопасной эксплуатации при штатных взлетах и посадках на ВПП с низким коэффициентом сцепления необходимо рассматривать случаи отказа критического двигателя при боковой составляющей ветра. Исследования, проведенные на математической модели самолета Ил-96-300 в вышеописанных условиях [5,6] показали, что в случае низких значений коэффициента сцепления ($\mu_{сц}$ = 0,25) ни по потребной дистанции, ни по боковому отклонению самолет не может быть допущен к взлету, а посадка без выкатывания на боковую полосу безопасности возможна только на ВПП с $\mu_{сц} \geq 0{,}45$.

Таким образом, совершение транспортным самолетом посадки на ВПП с низким коэффициентом сцепления возможно только при минимальных внешних возмущениях (боковом ветре), а также исправной работе силовой установки в особых ситуациях и особых полетах.

Литература:
1. М.С. Кубланов, К.О. Чернигин. Математическое моделирование динамики полета воздушных судов транспортной категории за пределами эксплуатационных ограничений // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сборник трудов XX Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов: Часть I. Самара, 14-16 июня 2017 г. – Самара, Изд-во СНЦ РАН, 2018. – 198 с. – С. 163-165
2. М.С. Кубланов. Универсальное представление предельного коэффициента сцепления для математических моделей взаимодействия пневматика с взлетно-посадочной полосой // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сборник тезисов докладов международной научно-технической конференции, посвященной 95-летию гражданской авиации России. – М.: ИД Академии Жуковского, 2018 – С. 98
3. М.С. Кубланов, К.О. Чернигин. Математическое моделирование посадки самолета Ил-76ТД-90ВД в Антарктиде // Научный вестник МГТУ ГА, 2016 – Том 19 №06. – с. 35-41
4. М.С. Кубланов, К.О. Чернигин. Исследование возможности математического моделирования эксплуатации тяжелых транспортных самолетов на взлетно-посадочных полосах со сверхнизким коэффициентом сцепления // Материалы XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике. 20 - 21 апреля 2017 г. пос. Володарского. ЦАГИ, 2017 г – С. 160

5. М.С. Кубланов, В.Г. Ципенко. Исследование возможностей расширения эксплуатационных ограничений самолета Ил-96-300 при взлете в условиях низкого коэффициента сцепления и боковой составляющей ветра // Материалы XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике. 20 - 21 апреля 2017 г. пос. Володарского. ЦАГИ, 2017 г – С. 159
6. М.С. Кубланов, В.Г. Ципенко Исследование возможности посадки самолета Ил-96-300 в условиях низких коэффициентов сцепления и ограничений по боковой составляющей скорости ветра // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сборник трудов XX Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов: Часть I. Самара, 14-16 июня 2017 г. – Самара, Изд-во СНЦ РАН, 2018. – 198 с. – С. 159-162

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ

П.В. Ерохин, П.В. Рогов, А.В. Родоман, О.А. Урусова (ПАО «Туполев», г. Москва)

В работе представлено исследование отрывно-вихревых течений в каверне. Проведено сравнение результатов расчёта с данными полученными экспериментальным путём. Рассмотрено влияние установки щитка и его геометрии на структуру потока в каверне.

Численное моделирование проводилось на программном комплексе ANSYS Fluent при числах M = (0.082 ÷ 0.2) при числах Рейнольдса Re ≈ ($4\cdot10^5 \div 0.5\cdot10^8$).

В первой части работы проведено сравнение распределения коэффициента давления по стенкам каверны, полученные расчётным и экспериментальным путём, с целью выбора оптимальной модели турбулентности. Во второй части проводится численное моделирование каверны с различными вариантами геометрии щитков перед ней.

В результате проведённого моделирования показано влияние сорванного потока с щитка на формирование вихревого течения в каверне. Приведены данные о влиянии размера диаметра отверстий на щитке на структуру потока в каверне. Показано влияние установки щитка на коэффициент подъёмной силы тела вращения в каверне.

Проведённые исследования могут быть использованы при проектировании ниш шасси, отсеков вооружения, для качественной оценки течения в каверне, поиска оптимальных вариантов геометрии щитка для обеспечения безопасности отделения грузов.

Литература:

1. Ерохин П.В., Урусова О.А., Малюкова А.А. Исследование влияния щитка на структуру потока в каверне // Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли: Всероссийская научно-практическая конференция с международным участием, 8-10 августа,2018 г.: Сборник докладов. Казань: Том 1. –Казань: Изд-во Казан. Гос. Техн. Ун-та, 2018.
2. Рогов П.В., Ерохин П.В. Численное моделирование отрывно-вихревых течений в кавернах // Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли: Всероссийская научно-практическая конференция с международным участием, 8-10 августа,2018 г.: Сборник докладов. Казань: Том 1. –Казань: Изд-во Казан. Гос. Техн. Ун-та,2018.
3. Рогов П.В., Ерохин П.В. «Численное моделирование течения в кавернах» // Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли: Всероссийская научно-практическая конференция с международным участием, 10 – 12 августа 2016 г.: Сборник докладов. Том 1. – Казань: Изд-во Академии наук РТ, 2016. – Т. 1.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

П.В. Ерохин, А.М. Тихонова, О.А. Урусова, И.Н. Шишков (ПАО «Туполев», г. Москва)

Создание сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) является актуальной задачей. Особенно это касается сегмента частных перевозок, так как определяющим преимуществом является значительное сокращение времени полета, при этом увеличение затрат становится второстепенным параметром.

Отсутствие нормативов летной годности для сверхзвуковой гражданской авиации, запрет на сверхзвуковые полеты над США, Канадой, ЕС и отсутствие определенных сроков изготовления требует принятия стратегического решения о типовых профилях полета разрабатываемого самолета, что, в значительной мере, определит конструкцию самолета, технические риски и стоимость разработки.

В работе рассмотрено два варианта типовых профилей полета:

1) в первом варианте преобладающим режимом использования самолета (до 80 процентов полетного времени) является сверхзвуковой полет на больших высотах над сушей и морем в любых регионах. Этот вариант требует создания однорежимного сверхзвукового самолета, для которого предпочтительной схемой является крыло переменной стреловидности (СПС-КПС).

2) во втором варианте преобладающим режимом использования является полет по эшелонам и трассам дозвуковых бизнес-джетов с возможностью использования сверхзвукового крейсерского режима над морем и ненаселенной местностью (до 30 процентов полетного времени). Этот вариант требует создания двухрежимного самолета, выполненного по схеме крыло изменяемой стреловидности (СПС-КИС).

Для каждого варианта проведена оценка технических характеристик. Показана возможность создания сверхзвукового пассажирского самолёта в сегменте бизнес-перевозок с заданной размерностью и значением дальности полета.

Литература:
1. Шишков И.Н., Урусова О.А., Ерохин П.В. «Анализ возможности создания сверхзвукового пассажирского самолёта с крылом переменной стреловидности или крылом изменяемой стреловидности». Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли: Всероссийская научно-практическая конференция с международным участием, 8-10 августа,2018 г.: Материалы конференции. Материалы докладов. Казань: Том 1. – Казань: Изд-во Казан. Гос. Техн. Ун-та,2018.

ИССЛЕДОВАНИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВИХРЕВОГО ПРОТИВОТОЧНОГО ТИПА

Е.А. Ершова, А.А. Комов (МГТУ ГА, г. Москва),
И.Н. Новиков (РГАТУ им. П.А. Соловьева, г. Рыбинск)

Современные методы создания узлов двигателей летательных аппаратов невозможно представить без использования вычислительных систем, направленных на сокращение времени доработки конструкции при проведении стендовых испытаний. Благодаря вычислительной аэродинамике появляется возможность прогнозирования поведения всех систем и узлов на этапе проектирования модели двигателя летательного аппарата. При разработке конструкции камеры сгорания (КС) также используется метод вычислительной аэродинамики при проведении расчетов в программном комплексе «ANSYS».

Работа направлена на получение оптимальной конструкции и расчетных характеристик предкамеры для использования ее в составе многогорелочной кольцевой КС дальнемагистральных летательных аппаратов [1-4].

Особенность конструкции предкамеры заключается в том, что исследуется индивидуальная трубчатая предкамера, за основу конструкции которой взята камера сгорания вихревого противоточного типа.

Количество разработок и исследований горелочных устройств вихревого противоточного типа можно определить как недостаточно высокое. Это связано со сложной структурой сильно закрученного потока вязкого сжимаемого газа и особенно высокотемпературного противоточного движения с переменным объёмным тепловыделением, и очень сложной структурой потока – для нестационарных потоков.

Проведение теоретического исследования, основанного на выведении математических зависимостей, позволяет просчитать поток предкамеры лишь на выходе из нее, но с применением программного комплекса «ANSYS» появляется возможность получения характеристик потока внутри предкамеры. Таким образом, объединение двух этих методов позволяет получить достоверную информацию о структуре потока в предкамере, как по радиусу, так и по всей ее длине.

В процессе проведения теоретического исследования анализируется влияние геометрических параметров основных элементов предкамеры и режимных параметров на входе, оказывающих существенное влияние на структуру потоков в предкамере и входе в жаровую трубу основной камеры сгорания.

Использование программного комплекса «ANSYS» позволяет получать и проанализировать внутри предкамеры поля скоростей, температур и давлений, которые оказывают существенное влияние на размеры и характеристики основной КС.

Полученные результаты внесут вклад в методологию разработки аналогичных КС различной модификации, позволят сократить время их проектирования.

Планируемые последующие исследования включают продолжение теоретического и экспериментального исследования аналогичных устройств, а также в составе отсека многогорелочной кольцевой КС. При этом планируется проведение экспериментальных исследований для получения как стандартных характеристик, так и визуальное исследование структуры потока внутри предкамера на «горячем» режиме.

Литература:
1. Новиков Н.Н., Ершова Е.А. Кольцевая камера сгорания газотурбинного двигателя и способ осуществления рабочего процесса. Патент №2624682, RU, 05.07.2016.
2. Новиков И.Н., Абросимова Е.А. «Многогорелочная малоэмиссионная камера сгорания» научный журнал «Вестник РГАТУ имени П. А. Соловьева» №3(34). Рыбинск 2015 г., с. 24.
3. Ершова Е.А., Новиков И.Н. Применение многогорелочной камеры сгорания в двигателях летательных аппаратов. Сборник тезисов докладов международной научно-технической конференции, посвященной 95-летию гражданской авиации в России «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества». Москва 2018 г.,с.61
4. Ершова Е.А., Новиков И.Н. Вихревые сильно закрученные потоки и их применение в предкамерах малотоксичной камеры сгорания газотурбинного двигателя. Сборник материалов 53-х научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга 2018г., с 201.

ОЦЕНКА ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СВОЙСТВ САМОЛЕТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОКАЗАТЕЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ

В.В. Ефимов, К.О. Чернигин (МГТУ ГА, г. Москва)

Непрерывный рост объемов перевозок и высокая конкуренция среди перевозчиков заставляют эксплуатационные предприятия формировать парк воздушных судов из самолетов с высоким уровнем функциональных свойств и высокой эффективностью в эксплуатации. При этом характеристики современных самолетов гражданской авиации (ГА), описывающие их целевую функцию (назначение), различаются (одни — лучше, другие — хуже) даже у однотипных самолетов схожего назначения, что затрудняет выбор. Также обычно авиакомпания эксплуатирует не одну воздушную линию, а сеть линий (отличающихся по дальности, пассажиропотоку и категории аэродрома), поэтому желательно, чтобы приобретаемый тип подходил к как можно большему количеству линий.

Для обеспечения последовательности и системности выбора необходимо предоставить эксплуатанту показатель, который позволил бы оценивать совокупный уровень функциональных свойств анализируемых самолетов, при этом используя в качестве исходных данных доступные в открытых источниках их летно-технические и эксплуатационно-технические характеристики. Обычно для сравнения самолетов используются показатели технической (топливной, весовой, целевой) и экономической эффективности. Однако эти показатели обладают определенными недостатками: показатели технической эффективности в основном являются единичными, что усложнят анализ при интегральной оценке и использовании нескольких показателей; исходные данные для расчета показателя экономической эффективности трудно определимы, особенно на начальном этапе эксплуатации самолета, также значение этого показателя сильно зависит от конъюнктуры рынка; все рассмотренные показатели составляются, а не выводятся.

В связи с вышеизложенным предлагается в качестве основного показателя для оценки функциональных свойств самолетов ГА использовать показатель технического уровня, доработанный для уточнения некоторых зависимостей параметров, а также для более полного учета функциональных свойств [1].

В работе [2] проводился расчет значений доработанного показателя технического уровня, а также показателей технической эффективности самолетов семейств Airbus A320 и Boeing 737 различных поколений для определения взаимосвязей данных показателей и возможности интегральной оценки функциональных свойств только с помощью показателя технического уровня. Сделан вывод о том, что техническая эффективность может оценивать только отдельные свойства, в то время как технический уровень как относительный показатель технического совершенства позволяет оценить достигнутый уровень совокупности функциональных свойств. Также проведен анализ свойств показателей эффективности и технического уровня самолетов при варьировании исходных данных для расчета: например, при взаимном изменении массы коммерческой нагрузки и дальности полета в рамках соответствующей диаграммы значение показателя технического уровня изменяется незначительно, что объясняется погрешностью, связанной с линеаризацией, тогда как значения показателей технической эффективности изменяются значительно. Таким образом, использование показателя технического уровня позволяет использовать при сравнении самолетов не приведенные исходные данные [3].

Полученное значение показателя технического уровня рассматриваемого самолета может быть основанием для выбора данного типа самолета с точки зрения уровня его функциональных свойств (технического совершенства). Корректировка решения может происходить с учетом цены самолета, а также оценки его экономической эффективности в эксплуатации.

Литература:
1. В.В. Ефимов, К.О. Чернигин. Совершенствование метода определения технического уровня самолетов гражданской авиации // Научный вестник МГТУ ГА, 2016 – Том 19 №06. – с. 24-34
2. В.В. Ефимов, К.О. Чернигин. Применение показателей технической эффективности и технического уровня для анализа функциональных свойств самолетов гражданской авиации // Научный вестник МГТУ ГА, 2018 – Том 21, №1. – с. 185-194
3. К.О. Чернигин. К вопросу о совместном использовании показателей технической эффективности и технического уровня при оценке функциональных свойств самолетов гражданской авиации // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 90-летию Гражданской авиации России. Москва, 16-17 мая 2018 г. – М.: ИД Академии Жуковского, 2018 г –372 с. – С.103

ВЫЧИСЛЕНИЕ И УЧЁТ ПОГРЕШНОСТЕЙ УГЛОВ УСТАНОВКИ ПРИЕМНИКОВ ВОЗДУШНОГО ДАВЛЕНИЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ САМОЛЁТА МС-21-300

А.А. Ефремов, И.А. Макаров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

К современным системам измерения высотно-скоростных параметров полёта (СИВСП) предъявляются высокие требования по точности. Так погрешность измерения барометрической высоты должна составлять ±5 м…±25 м в зависимости от высоты, а погрешность определения угла атаки не должна превышать 0.25°. Для достижения указанных требований необходимо обеспечивать как высокую геометрическую точность установки приемников воздушного давления, так и точность алгоритмического представления аэродинамических поправок.

В результате анализа данных лётных испытаний самолётов МС-21-300-001 и МС-21-300-003 были обнаружены смещения углов атаки и скольжения, свойственные определённым каналам СИВСП-21 и различные для двух ЛА. Данные смещения обусловлены неточностью установки ПВД, входящих в состав СИВСП-21. Построение аэродинамических поправок на основе измерений, выполненных в летных испытаниях конкретного экземпляра самолёта, не позволяет обобщать полученные результаты на все самолёты данного типа и достигать требуемых точностей измерения воздушных параметров.

Для решения данной проблемы разработана методика вычисления погрешностей углов установки ПВД на основе данных лётных испытаний. Определение фактических углов установки приёмников, позволило обобщить вводимые аэродинамические коррекции для группы ЛА, а также дало возможность производить «на земле» уточняющие расчёты параметров полёта, которые позволяют более точно идентифицировать аэродинамические характеристики самолёта МС-21-300.

ПРИМЕНЕНИЕ CAE/CAM ДЛЯ РАСЧЕТА ВИБРОАКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦИЙ

Т.В. Жарников (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

В данной работе исследуются возможности стандартных конечноэлементных пакетов применительно к решению задач акустики салонов летательных аппаратов. Рассматривается простая постановка, при которой обтекаемая оболочка помещена в поток газа и анализируются колебания газа внутри оболочки. С этой целью проводится сопряженный расчет, который включает в себя три следующих этапа: расчет обтекания оболочки для определения нагрузок на нее, вычисление виброакустического отклика оболочки и, наконец, расчет колебаний внутреннего объема газа под действием оболочки. Приводятся результаты расчетов.

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА НА ПИЛОТАЖНОМ СТЕНДЕ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ПОСАДКИ НА КОРОТКУЮ ПОЛОСУ

В.И. Желонкин, М.В. Желонкин, С.А. Ковтун, О.И. Ткаченко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), И.А. Гришин, А.З. Тарасов (ПАО «Компания «Сухой», г. Москва)

Под посадкой на короткую полосу в данном докладе понимается посадка на взлетно-посадочную полосу (ВПП), длина рабочего участка которой не превышает 500 м. Предполагается что ВПП рассматриваемого класса не оборудована курсоглиссадными маяками, следовательно, посадка должна быть обеспечена автономными средствами, имеющимися на борту самолета.

Для посадки самолета на короткую ВПП необходимо выполнять посадку на максимально допустимых малых скоростях и, соответственно, на углах атаки существенно больших, чем при обычной посадке. При этом угол тангажа может достигать недопустимых значений по условию касания ВПП хвостовой частью самолета. С целью недопущения касания ВПП хвостовой частью самолета необходимо непосредственно перед касанием уменьшить тангаж самолета. Момент на пикирование может быть обеспечен рядом управляющих действий: отклонением вектора тяги, выпуском тормозного парашюта в воздухе или соответствующим отклонением РУС по тангажу летчиком.

Посадка на больших углах тангажа происходит при практически полном отсутствии обзора вперед-вниз летчику в процессе полета по глиссаде. Для решения данной проблемы было предложено обеспечивать искусственный обзор летчику за счет вывода на экран МФИ телевизионного сигнала с камеры, установленной в районе носового шасси.

С целью обеспечения возможности управления по телевизионному изображению на экране МФИ в рамках данной работы был разработан специальный информационный кадр.

Для отработки задачи посадки на короткую полосу была разработана специализированная методика моделирования, включающая в себя определенную последовательность управляющих действий, необходимых для успешного выполнения режима, и ряд упражнений с варьирующимися начальными условиями. В процессе выполнения режима фиксировались следующие параметры: длина пробега, отклонение точки касания относительно торца ВПП, полная дистанция пробега относительно торца ВПП, вертикальные скорости касания основных и передней стойки шасси, параметры самолета при касании основного шасси: приборная скорость, углы атаки и тангажа, минимальная высота хвостовой части самолета относительно ВПП, максимальные нагрузки на носовое и основные шасси самолета.

На пилотажном стенде ПС-10М в ЦАГИ была проведена серия экспериментов по отработке режима посадки на короткую ВПП. Результаты полунатурного моделирования показали возможность осуществления посадки на короткую полосу с управлением по разработанному информационному кадру, при учете геометрических и прочностных ограничений в момент касания для исследуемого самолета.

АПРИОРНАЯ ОЦЕНКА МЕТОДОВ ГЕНЕРАЦИИ СИНТЕТИЧЕСКОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ RANS/ILES МЕТОДА НА ПРИМЕРЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАСПАДА ОДНОРОДНОЙ ИЗОТРОПНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

А.С. Жигалкин, Д.А. Любимов (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва)

Течение в ряде узлов современных ТРД или при обтекании определенных элементов планера летательного аппарата на некоторых режимах работы ТРД или полета летательного аппарата может иметь сложный отрывной характер. Такие течения плохо моделируются методами RANS, поэтому для их моделирования предпочтительно использовать вихреразрешающие подходы.

Течение практически на всех участках проточной части турбореактивного двигателя носит турбулентный характер. Поэтому при использовании вихреразрешающих подходов для моделирования течения в его узлах необходимо задавать граничные условия для турбулентности на входе. Например, при расчете воздухозаборного устройства задание условий турбулентности на входе необходимо для учета влияния атмосферной турбулентности. Для методов RANS достаточно задать набор интегральных параметров, характеризующих турбулентные пульсации, например, интенсивность и линейный масштаб в случае использования двухпараметрических моделей турбулентности. В свою очередь, в случае вихреразрешающих методов необходимо задавать пульсации скорости, искусственно создаваемые с помощью методов генерации синтетической турбулентности. В последнее время разработано значительное количество подобных методов. Все они отличаются друг от друга по сложности и степени физической правдоподобности генерируемого с их помощью поля пульсаций скорости. Поэтому вопрос выбора наиболее подходящего среди них является существенным. В первой части данной работы было произведено исследование различных методов генерации синтетической турбулентности. Был рассмотрен метод на основе генерации «белого» шума, изложенный в работе [3]. Так же были рассмотрены спектральные методы, изложенные в работах [4] и [5], и оригинальный вариант метода синтетических вихрей, изложенного в [6].

Одними из наиболее перспективных среди вихреразрешающих подходов являются комбинированные методы, когда часть пристеночного слоя, в котором преобладают мелкомасштабные структуры моделируется с использованием модели турбулентности, а остальная часть – методом LES, когда крупные, наиболее энергонесущие вихревые структуры моделируются явно, а мелкие – с помощью подсеточной модели. Для того, чтобы подсеточная модель адекватно моделировала влияние мелкомасштабных вихрей на течение, необходимо, чтобы численная схема имела низкую диссипацию. Недавно разработанный комбинированный RANS/ILES метод [1] с неявной SGS-моделью хорошо себя зарекомендовал для решения ряда задач авиадвигателестроения, например, расчета течения в соплах различной конфигурации и их струях [1] и расчета сверхзвуковых воздухозаборных устройств [7]. Оценка его дисспативности является актуальной задачей. Она была произведена во второй части данной работы на примере решения задачи о распаде однородной изотропной турбулентности.

Литература:
1. Д.А. Любимов Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений метод крупных вихрей. ТВТ, 2012. Т 50. №3,с. 450–466.
2. G. Comte-Bellot and S. Corrsin Simple Eulerian time correlation of full- and narrow-band velocity signals in grid generated, ‘isotropic’ turbulence // J. Fluid Mech., 1971,V. 48, P. 273–337.
3. T. Lund, X. Wu, and D. Squires Generation of turbulent inflow data for spatially-developing boundary layer simulations // Journal of Computational Physics, 1998, N. 140, P. 233–258.
4. L. Davidson Using isotropic synthetic fluctuations as inlet boundary conditions for unsteady simulations // Advances and Applications in Fluid Mechanics, 2007, N. 1, P. 1–35.
5. A. Smirnov, S. Shi, and I.B. Celik Random flow generation technique for large-eddy simulations and particle-dynamics modeling // Journal of Fluids Engineering, 2001, N. 123, P. 359–371.
6. N. Jarrin, S. Benhamadouche, D. Laurence, and R. Prosser,A synthetic-eddy-method for generating inflow conditions for large-eddy simulations // International Journal of Heat and Fluid Flow, 2006, V. 27, pp. 585–593.
7. Д. А. Любимов, И. В. Потехина, Исследование нестационарных режимов работы сверхзвукового воздухозаборника RANS/ILES-методом, ТВТ, 2016, том 54, выпуск 5, 784–791

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В СОСТАВЕ САМОЛЕТА МВЛ

В.С. Захарченко, А.Н. Варюхин, Д.Я. Рахманкулов, П.С. Сунцов
(ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва)

Работа посвящена формированию облика гибридной силовой установки для самолета местных воздушных линий вместимостью 9-19 пассажиров. В качестве прототипа рассматривается двухдвигательный турбовинтовой самолет. Мощность турбовинтовых двигателей для таких самолетов должна обеспечивать укороченный взлёт, в том числе с грунтовых ВПП. На режиме крейсерского полета эта мощность избыточна, для её снижения применяется дросселированные, что снижает топливную эффективность двигателя. Применение гибридной силовой установки позволит использовать газотурбинный двигатель, рассчитанный именно на крейсерский режим полета, что обеспечит его высокую топливную эффективность.

Рассматриваемая в данной работе гибридная силовая установка включает в себя два электрических мотора, вращающих воздушные винты, и имеющих максимальную мощность 550 кВт каждый. Электрическая энергия вырабатывается одним или двумя турбогенераторами и блоком аккумуляторов. Каждый турбогенератор состоит из турбовального двигателя, вращающего электрический генератор. При взлете и наборе высоты электрические двигатели одновременно запитываются от аккумуляторной батареи и генераторов. На крейсерском режиме энергия на электродвигатели подаётся только от турбогенераторов. Они должен выдавать достаточную мощность для крейсерского полета и зарядки аккумуляторов при минимальном расходе топлива. Мощность каждого генератора на земле для случая двух турбогенераторов должна составлять 550 л.с. и в случае одного турбогенератора – 1100 л.с. В математической модели оценки эффективности силовой установки в составе летательного аппарата используются прогнозные характеристики газотурбинных двигателей, электрических двигателей и генераторов, их систем управления, аккумуляторов для 2020, 2025 и 2030 годов. Ёмкость аккумуляторов выбиралась из условия обеспечения двух взлётов и набора высоты без подзарядки. Численное моделирование типового полетного цикла показали, что в период 2025-2030 годов силовая установка с двумя турбогенераторами обеспечивает выигрыш в топливной эффективности только на уровне 1-3 %. В тот же период силовая установка с одним турбогенератором будет иметь меньшую массу и на 9-10 % меньший расход топлива. Всё это

при той же взлётной массе самолета 6100 кг обеспечит на 16 % большую дальность по сравнению с традиционной силовой установкой.

ТЕЧЕНИЕ КУЭТТА В ПОЛУКОЛЬЦЕВОМ КАНАЛЕ ПРИ НАЛИЧИИ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ВЫСТУПОВ НА ВРАЩАЮЩЕМСЯ ЦИЛИНДРЕ

В.Н. Зиновьев, В.А. Лебига, Д.С. Миронов, А.Ю. Пак, Б.Г. Хан (ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск)

Наличие шероховатости или неровностей на стенках канала в течениях Куэтта представляет практический интерес, и имеются экспериментальные данные для плоского случая течения. Для кольцевого течения Куэтта имеются только расчетные данные и возможна визуализация течения. В данной серии экспериментов для течения Куэтта в полукольцевом канале искусственные генераторы возмущений были созданы: с помощью неровностей на вращающемся цилиндре, см. Рис. 1. В данном случае неровности в виде выступов на вращающемся цилиндре создавались с помощью липкой изоленты толщиной $\delta = 0{,}16$ мм шириной $B = 15$ мм, которая могла наклеиваться несколькими слоями. Количество полос по окружности цилиндра также изменялось через равные промежутки.

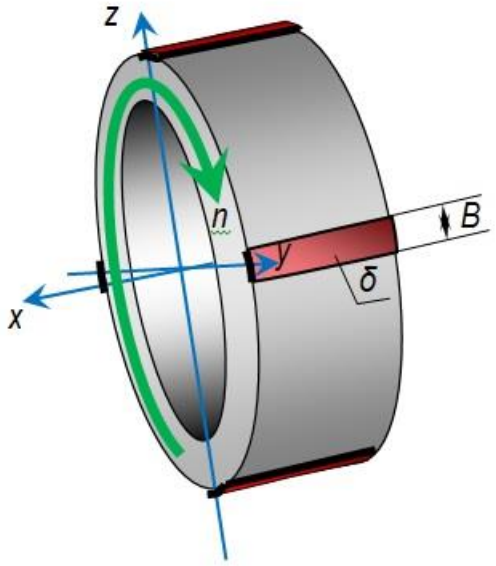


Рис. 1. Выступы на цилиндре

Пример спектра возмущений, генерируемых неровностями на цилиндрической вращающейся поверхности, показан на Рис. 2 для 4 однослойных наклеек высотой 0,16 мм при угловой скорости вращения цилиндра $n = 20{,}8$ об/с. В спектре присутствует ряд гармоник большой амплитуды, значительно превосходящей фоновый уровень пульсаций скорости потока. Хотя для приведённого участка спектра показаны только четыре гармоники, наблюдается и множество гармоник более высокого порядка, но значительно меньшей амплитуды. Из данных, полученных в широком диапазоне угловых скоростей вращения цилиндра n и давлений p в стенде, обнаружено, что наиболее интенсивной была вторая гармоника, амплитуда которой была всегда выше амплитуды первой. Аналогичные результаты были получены при разных скоростях вращения и разной высоте наклеек. Также были получены данные по сечению канала для разных расстояний от вращающегося цилиндра.

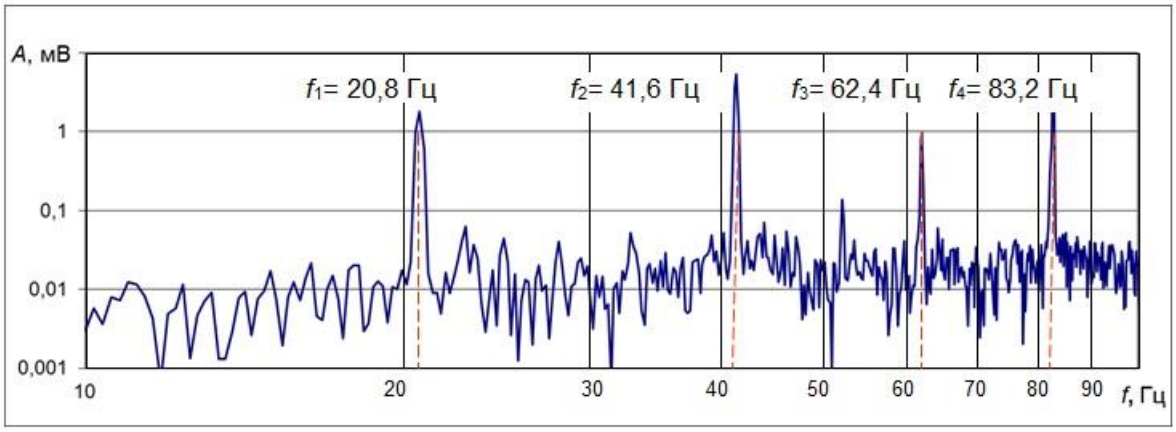


Рис. 2. Спектр возмущений, генерируемый периодическими выступами

Все измерения были проведены при числах Тейлора меньше критического, то есть при линейном профиле средней скорости. При больших значениях числа Рейнольдса (числах Тейлора выше критического) уровень искусственных возмущений для наклеек высотой 0,16 и 0,32 мм обнаружить не удалось из-за высокого уровня естественных фоновых пульсаций в течении Куэтта.

Работа поддержана грантом РФФИ № 18-08-01117 и проектом РАН № 0323-2016-0003.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ, ИЗГОТАВЛИВАЕМЫХ НА УСТАНОВКЕ ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ (SLM-ТЕХНОЛОГИЯ) ИЗ СТАЛЬНОГО ПОРОШКА, С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ НА ИХ ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

В.В. Зиняев, И.Н. Качарава (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Современный уровень установок лазерного сплавления металлических порошковых материалов (аддитивные SLM-технологии, SLM – Selective Laser Melting) обеспечивает изготовление особосложных деталей для изделий машиностроения непосредственно по математической модели, подготовленной в CAD-системах. Уникальные возможности технологии позволяют изготавливать детали с внутренними полостями, каналами и сложной геометрической формой в одном технологическом установе, исключая операции раздельного изготовления деталей и сборки.

Проведенные ранее исследования на монолитных образцах показали, что механические характеристики материалов для SLM-технологии не уступают, а по некоторым параметрам превосходят материалы, полученные традиционными процессами литья и штамповки. Поэтому актуальной становиться задача внедрения аддитивной технологии в производство типовых деталей особосложных технических объектов, для которых сроки изготовления являются важнейшим определяющим критерием. К таким объектам относятся и аэродинамические модели, изготавливаемые в опытном производстве ФГУП ЦАГИ. Типовыми деталями, соответствующими по размерам рабочей области установки лазерного сплавления, являются фиксаторы и кронштейны для крепления элементов механизации крыла и присоединяемых элементов конструкций, собственно элементы механизации (элевоны, элероны, дефлектора, интерцепторы предкрылки, закрылки).

Реализация возможностей аддитивного производства, применительно к деталям аэродинамических моделей, может быть направлена на снижение веса модели в целом, рационализацию конструктивных параметров в местах сопряжений элементов деталей (например, галтельных переходах), внедрения в конструкцию разнообразных структур и каналов. Однако представившиеся возможности SLM-технологии обычно реализуются за счет снижения прочности и жесткости элементов деталей, что требует подтверждения прочностных характеристик оптимизированных конструкций экспериментальными и расчетными методами.

В настоящей работе исследуется влияние различных геометрических параметров деталей аэродинамических моделей (величины радиуса галтельного сопряжения, толщины стенки полых конструкций) и элементов (наличия внутренней сетчатой структуры) на их прочностные характеристики. Проводиться экспериментальная оценка статической прочности на растяжение стандартных образцов, включающих конструктивные особенности в виде полости с сетчатым заполнением и переменную толщину внутренней стенки; оценка прочности на изгиб типовых конструктивно подобных образцов аэродинамических моделей типа «фиксатор взлетный» и образцов имитирующих элементы механизации крыла типа «элевон» с различными геометрическими параметрами (толщина стенки, радиус сопряжения); анализируется влияние внутренней сетчатой структуры на прочностные характеристики образцов. Производится расчет на прочность образцов, содержащих различные элементы рационализации конструкции (галтельные переходы, тонкие стенки, внутреннюю структуру), для различных видов испытаний с целью проверки возможности применения традиционных для расчета нагрузок формул по сопротивлению материалов и возможности предъявления к образцам, изготовленным по SLM-технологии, традиционных требований по статической прочности.

По результатам работы получены расчетные зависимости, учитывающие особенности конструкций деталей, изготовленных по SLM-технологии, включающие в себя поправочные коэффициенты для расчета традиционных конструкций по формулам сопротивления материалов. Произведено сравнение результатов расчета с экспериментальными данными, которые показали хорошую сходимость результатов.

Исследования проведены для установки лазерного сплавления EOSINT M280 (ф. EOS, Германия), включенной в состав технологического оборудования отраслевого производства аэродинамических моделей ЛА и на машине для испытания конструкционных материалов И1185М-100-01-1 (100 кН), полученной по гранту Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ) №18-29-03192\18 от 18 июля 2018 г.

НЕАВТОМОДЕЛЬНЫЕ ТРАНСЗВУКОВЫЕ РЕЖИМЫ ТЕЧЕНИЯ ВЯЗКОГО ГАЗА В КОНИЧЕСКОМ ДИФФУЗОРЕ

У.Г. Ибрагимов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Рассматривается стационарное осесимметричное течение вязкого сжимаемого газа в расширяющемся конусе в автомодельной и неавтомодельной постановке по типу течения Джеффри – Гамеля. Ранее в работе [1] проведено теоретическое исследование возможности построения автомодельных решений типа Гамеля для плоского течения вязкого газа в клине. Оказалось, что в отличие от несжимаемой жидкости критерий существования автомодельного решения в этом случае не определяется соображениями размерности. В частных случаях, когда температура газа постоянна вдоль линий тока, а коэффициенты переноса являются степенными функциями температуры, для течения в клине построены аналитические решения.

В работе [2] рассмотрено автомодельное течение в конусе с непроницаемой границей от источника с известным расходом. В случае заданной температуры стенок были установлены критерии существования автомодельных решений и найдены критические значения определяющих параметров задачи. Для течения в тонком конусе построено аналитическое решение. В работах [3, 4] найдены решения автомодельной задачи в широком диапазоне параметров, а также рассмотрены неавтомодельные режимы течения. На рис. 1. представлена схема численного расчета неавтомодельного течения вязкого газа в усеченном конусе.

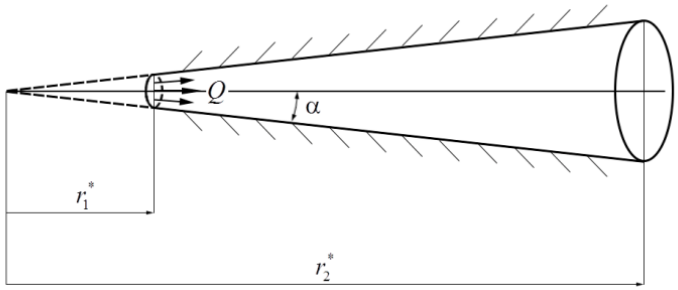


Рис. 1. Схема течения вязкого газа в усеченном конусе

Здесь r_1^* – расстояние от вершины конуса до входного сечения канала, r_2^* – длина конуса от вершины до выходного сечения, α – угол полураствора конуса, Q – расход газа через входное сечение. Рассматривается течение одноатомного газа (гелия) с коэффициентами переноса, зависящими степенным образом от температуры по закону $(T^*)^{1/2}$.

Для газа твердых сфер основные газодинамические параметры в автомодельном течении должны изменяться по закону [2]:

$$u^* \sim \frac{1}{r^*},\ T^* \sim \frac{1}{r^{*2}},\ p^* \sim \frac{1}{r^{*3}},\ \rho^* \sim \frac{1}{r^*}. \qquad (1)$$

а числа M и Re должны сохраняться на линиях $\theta = \mathrm{const}$ [2].

Для реализации автомодельного течения в усеченном конусе необходимо задать специальный (автомодельный) закон распределения температуры на стенке – $T_w^* = (T_w^*)_1 (r_1^* / r^*)^2$ [2], а также особым образом подобрать параметры течения во входном при $r^* = r_1^*$ и выходном сечениях канала, $r^* = r_2^*$.

Расчеты показывают, что в число M_0 на оси конуса возрастает от некоторого значения $\mathrm{M}_{0\text{нач.}}$ в начальном сечении до M_0 в сечении $r^* = r_1^* + \Delta$, и далее выходит на константу в области длиной $\Delta_{\text{авт}}$. За этой областью, M_0 снова слегка возрастает, что обусловлено концевыми эффектами на границе расчетной области.

Также изучен вопрос, связанный с возможностью образования местных сверхзвуковых зон. Естественно предположить, что для заданного α при величине расхода Q_0, большем некоторого критического значения, в окрестности оси конуса должна возникнуть сверхзвуковая область в центре канала образуется коническая область с углом полураствора $\beta < \alpha$, в которой $\mathrm{M}_0 > 1$. Результаты систематических расчетов показывают, что при различных значениях α и фиксированном числе M_0, отношение β / α остается примерно постоянным.

Полностью неавтомодельные режимы течения могут быть реализованы при помощи вариации параметров задачи во входном и выходном сечении. Например, варьируя давление p_2 в выходном сечении. В заключении отметим, что в результате расчетов обнаружены решения,

соответствующие смешанному характеру течения в конусе, когда в окрестности оси возникает местная сверхзвуковая зона. Численное исследование неавтомодельных режимов течения в том случае, когда граничные условия отличаются от автомодельных, показало, что и в этом случае в решении наблюдается некоторая область автомодельности. Размер этой области примерно пропорционален кубическому корню из отношения давлений на левой и правой границах расчетной области.

Литература:
1. Брутян М.А. Автомодельные решения типа Джеффери – Гамеля для течения вязкого сжимаемого газа // Уч. Записки ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII. № 6. С. 13–22.
2. Брутян М.А., Ибрагимов У.Г. Автомодельные течения вязкого газа, истекающего из вершины конуса // Уч. Записки ЦАГИ. 2018. Т. XLIX. № 3.
3. Брутян М.А., Ибрагимов У.Г. Влияние параметра автомодельности на критические характеристики сжимаемого течения типа Гамеля // Труды МАИ. 2018. Т. 100. № 6.
4. Брутян М.А., Ибрагимов У.Г. Автомодельные и неавтомодельные течения вязкого газа, истекающего из вершины конуса // Труды МФТИ. 2018. Т. 10. № 4.

СЕМЕЙСТВО ПЕРСПЕКТИВНЫХ СГС С НИЗКИМ УРОВНЕМ ЗВУКОВОГО УДАРА

Л.Г. Ивантеева, Р.В. Забродин, А.П. Новиков, М.П. Новиков, А.В. Потапов, В.Г. Юдин
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Цель работы - формирование научно-технического задела и повышение уровня готовности технологий для создания компоновок сверхзвуковых гражданских самолётов с высоким уровнем топливной эффективности, безопасности полёта и низкими уровнями шума и звукового удара. Представлены основные результаты исследований по формированию облика семейства сверхзвуковых гражданских самолётов (СГС) с низким уровнем звукового удара различного назначения. Формирование аэродинамических компоновок СГС выполнено на базе схем перспективных двигателей, представляющих собой «лёгкие» варианты двигателей изменяемого цикла (ДИЦ), с размером тяги от 15 до 30 тон. Схемы двигателей разработаны ФГУП «ЦИАМ» и АО «Авиадвигатель».

Семейство СГС с низким уровнем звукового удара (Рис.1) состоит из демонстратора сверхзвукового гражданского самолёта (ДСГС), сверхзвукового делового самолёта (СДС), сверхзвукового делового/пассажирского самолёта (СДС/СПС с трансформируемым салоном) и двух сверхзвуковых пассажирских самолётов (СПС). Максимальная взлётная масса рассмотренных компоновок составляла 27 - 260 т. Представлены оценки основных лётно-технических характеристик и уровней громкости звукового удара компоновок в начале и конце крейсерского сверхзвукового полёта.

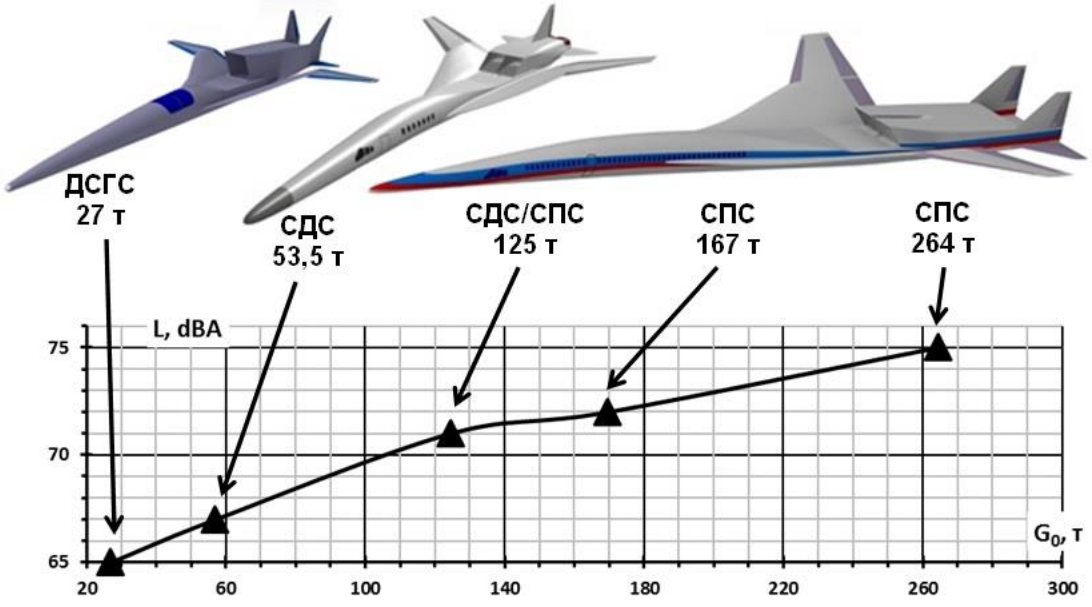


Рис. 1.

Семейство СДС, СДС/СПС и СПС с трансатлантической дальностью полёта ≥7100 км. Представлена оценка теоретически минимальных значений уровня громкости звукового удара рассмотренных компоновок в начале крейсерского сверхзвукового полёта.

УРОВЕНЬ ЗВУКОВОГО УДАРА ПЕРСПЕКТИВНОГО СГС НА РЕЖИМЕ РАЗГОНА И НАБОРА ВЫСОТЫ В ТУРБУЛЕНТНОЙ АТМОСФЕРЕ

Л.Г. Ивантеева, А.Ф. Киселёв, А.П. Новиков, М.П. Новиков, А.В. Потапов, Т.М. Притуло, В.Г. Юдин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Цель работы - формирование научно-технического задела и повышение уровня готовности технологий для создания компоновок сверхзвуковых гражданских самолётов с высоким уровнем топливной эффективности, безопасности полета и низкими уровнями шума и звукового удара. Представлены расчетные оценки сигнатур волн звукового удара на земле для компоновки перспективного сверхзвукового делового/пассажирского самолёта (СДС/СПС с трансформируемым салоном) на режиме разгона и набора высоты. Оценка уровня звукового удара при фокусировке выполнена с использованием численного метода решения линейного уравнения Трикоми. Оценка уровня звукового удара на режиме разгона и набора до выхода на крейсерский режим выполнена на базе классической теории звукового удара (программа «BOOM») с учетом влияния разгона и набора высоты (программа «CLACC»). Влияния турбулентности атмосферы выполнено на основании приближенных вероятностных оценок отклонения интенсивности звукового удара от номинального значения при определенных погодных условиях. Вероятностные оценки отклонения интенсивности звукового удара от номинального значения выполнены на базе анализа результатов лётного эксперимента в различных погодных условиях – при сплошной облачности, кучевой облачности и в условиях близких к МСА. Результаты численных исследований получены в рамках ГК НИР «СДС/СПС-технологии» для реального режима разгона и набора высоты СДС/СПС (Рис.1).

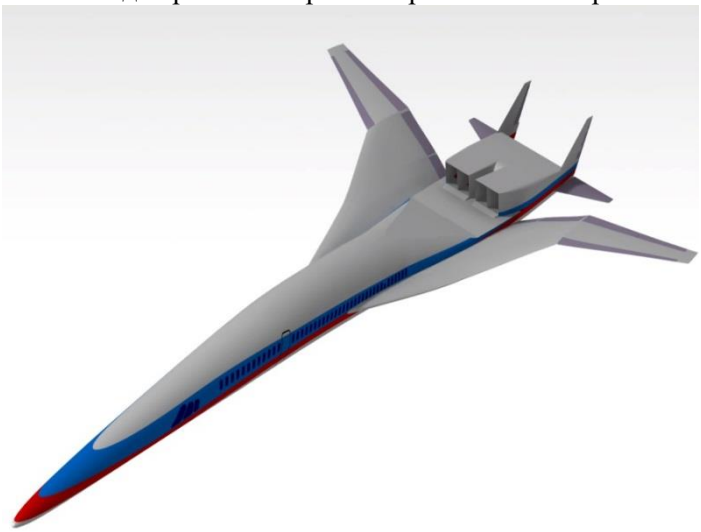


Рис. 1.

По предварительным оценкам, для СДС/СПС с максимальной взлётной массой около 125 т, при разгоне и наборе высоты от M≈1.2 и H=8 км до M=1.8 и H=14.4 км, отклонения уровней громкости звукового удара на земле от номинальных значений в условиях МСА могут достигать ΔL≈-4 ÷ +7 dBA. Вероятность превышения громкости на ΔL≈+7 dBA не более 2 – 9 % и возможна при кучевой облачности. Результаты исследований представлены в таблице.

M	1.2	1.4	1.6	1.8
H, км	8	10.25	11.9	14.4
G, т	118.3	117	116	115
Уровни громкости L, dBA (в A-SEL метрике)				
Сплошная облачность (вероятность >60%)	80.26	74.6	71.7	67.6
МСА (вероятность ≈40-50%)	**84.3**	**78.6**	**75.7**	**71.4**
Кучевая облачность (вероятность ≈2-9%))	91	85.6	82.8	78.6

ОЦЕНКА УРОВНЯ ЗВУКОВОГО УДАРА ВБЛИЗИ КАУСТИКИ ПРИ РАЗГОНЕ СГС

Л.Г. Ивантеева, М.П. Новиков, В.Г. Юдин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

При разработке сверхзвуковых гражданских самолётов (СГС) необходимо знать уровень сфокусированных возмущений, поскольку возникновение фокусировки возмущения невозможно избежать на этапе разгона самолета до крейсерской скорости. При этом образуется поверхность каустики – огибающая лучей, на которой площадь лучевых трубок равна нулю, геометрическая акустика становится сингулярной и, следовательно, классическая теория звукового удара не может быть применима.

В окрестности каустики рассматривается дифракционный слой. Распределение давления с учетом дифракции первого порядка удовлетворяет линейному уравнению Трикоми. Это уравнение смешанного типа имеет аналитическое решение в классе специальных Эйри функций. Основное граничное условие - сигнатура сигнала, приходящего на гиперболическую сторону дифракционного слоя, рассчитывается в рамках классической теории звукового удара учетом влияния разгона СГС (программы «BOOM» и «CLACC»), совместной с уравнением Трикоми на больших удалениях от каустики (Рис.1).

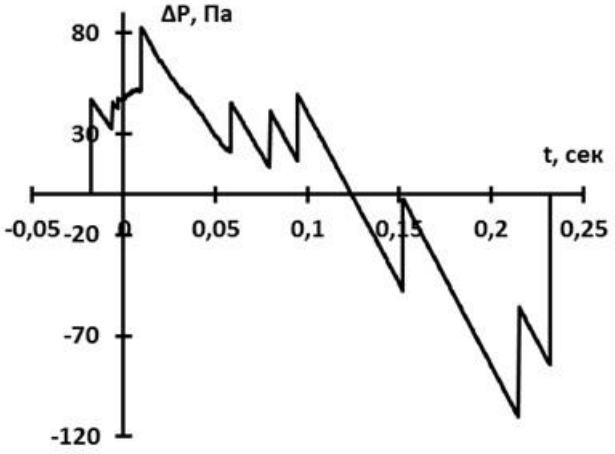


Рис. 1. Сигнатура сигнала, приходящего на гиперболическую сторону дифракционного слоя

В эллиптической области вблизи каустики (зоне тени) интенсивность возмущения стремится к нулю по экспоненциальному закону. Характерной особенностью дифракционного слоя является наличие в нем, как головного, так и замыкающего волновых фронтов с точкой возврата на поверхности каустики.

Изменение формы отраженной от каустики N-волны к U-образному виду подтверждено зарубежными и отечественными экспериментальными данными. Однако хорошее согласование эволюции расчетных и экспериментальных сигнатур в дифракционном слое получено лишь для равномерного и горизонтального полета самолета с режимом отсечки в непосредственной близости от земли.

В рассматриваемом случае нестационарного режима полёта сфокусированное возмущение достигает поверхности земли. Результаты численных исследований получены в рамках ГК НИР «СДС/СПС-технологии» для реального режима разгона СГС. По предварительным оценкам, для СГС с максимальной взлётной массой около 125 т, при разгоне от M=1.0 до M≈1.2 на высоте H=8 км с ускорением, уровень громкости звукового удара на земле при фокусировке возмущений, в A-SEL метрике, может достигать L≈97.5 dBA в условиях МСА. (Рис.2).

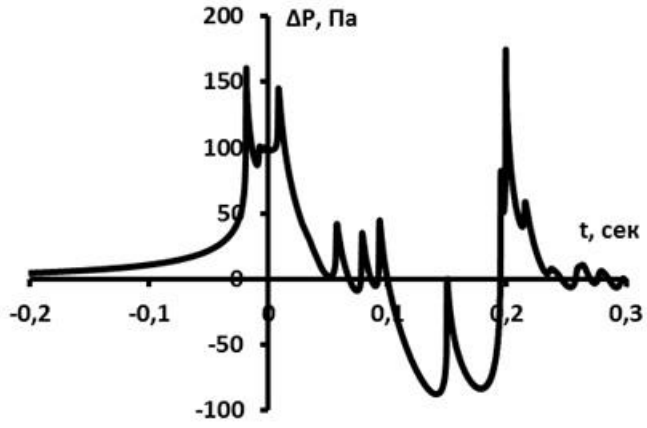


Рис. 2. Оценка сигнатуры звуковой волны в точке фокусировки

Отражающая поверхность земли нарушает согласование результатов теории и эксперимента. Важно отметить, что при этом изменяется степень усиления сфокусированного возмущения, влияющая на его уровень громкости. В работе объясняется причина такого несоответствия и предлагается усовершенствованная методология расчета сигнатур возмущений.

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО СНИЖЕНИЮ СТЕПЕНИ ВЗАИМОВЛИЯНИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ТРДД В НАДФЮЗЕЛЯЖНОЙ КОМПОНОВКЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

А.К. Иванюшкин, Е.В. Кажан, Ю.В. Коротков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Одной из возможных компоновок перспективных пассажирских дозвуковых самолётов является компоновка двух рядом расположенных двигателей сверху планера в хвостовой части самолёта. В такой компоновке элементами планера самолёта экранируется шум на местности и воздухозаборники самолёта защищаются от попадания посторонних предметов с взлётно-посадочной полосы на режимах взлёта и посадки. При этом для варианта компоновки с расположением воздухозаборников непосредственно на поверхности планера реализуется отбор в двигатель части пограничного слоя, наросшего на верхней поверхности самолёта, что увеличивает потери полного давления в воздухозаборниках. Однако в этом случае возможно получение суммарного положительного эффекта на аэродинамику самолёта за счёт уменьшения

внешнего сопротивления самолёта вследствие отбора в силовую установку части пограничного слоя фюзеляжа и крыла, отсутствия системы слива и пилонов, а также за счёт уменьшения сопротивления трения мотогондолы.

Однако при разработке такой компоновки силовой установки самолёта одной из важных проблем становится поиск способов ослабления степени взаимовлияния на режимах с пониженным расходом в соседнем воздухозаборнике и возможной неустойчивой работой одного из двигателей, особенно при полёте самолёта на углах скольжения.

Расчётные и экспериментальные исследования позволили выяснить характер и степень изменения параметров потока и характеристик воздухозаборников при нарушении номинальной работы и переходе одного из воздухозаборников на режимы с пониженным расходом воздуха.

Для снижения отрицательного взаимовлияния воздухозаборников на таких режимах работы был разработан и апробирован в расчётных и экспериментальных модельных исследованиях в аэродинамической трубе ЦАГИ ТПД вариант компоновки силовой установки с вертикальной пластиной между воздухозаборниками, ослабляющей передачу возмущения от одного неустойчиво работающего воздухозаборника к соседнему, работающему на номинальном режиме. Показано, что применение компоновки силовой установки с вертикальной пластиной между воздухозаборниками позволяет расширить диапазон режимов полёта, в котором сохраняется газодинамическая устойчивость работы на номинальном режиме воздухозаборника даже в случае нарушения устойчивой работы соседнего воздухозаборника.

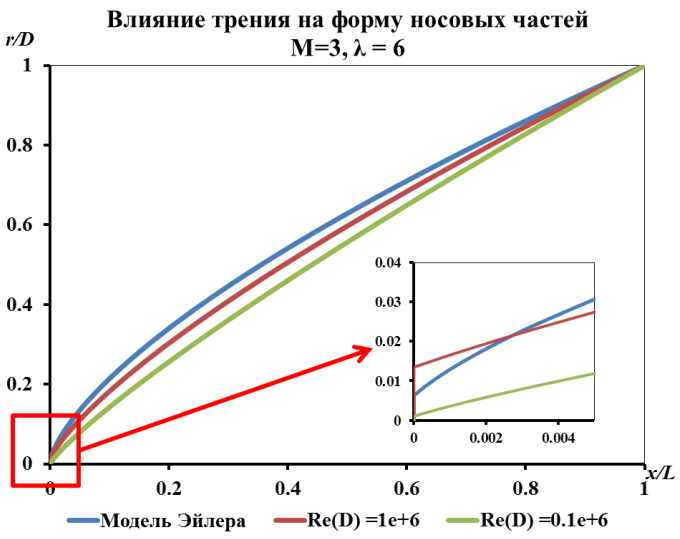
Литература:
1. Иванюшкин А.К., Кажан Е.В., Коротков Ю.В., Лысенков А.В. Третьяков В.Ф. Исследование воздухозаборников ТРДД в надфюзеляжной компоновке силовой установки. В сборнике.: Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике. – ЦАГИ, 2014. С. 143-144.
2. Иванюшкин А.К., Кажан Е.В., Коротков Ю.В., Скоморохов С.И. Исследование воздухозаборников ТРДД в надфюзеляжной компоновке силовой установки. // В сборнике: Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный Аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), 2018. С. 131-132.

СОПОСТАВЛЕНИЕ НОСОВЫХ ЧАСТЕЙ МИНИМАЛЬНОГО ВОЛНОВОГО И ПОЛНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Д.С. Иванюшкин, С.А. Таковицкий (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Выполнена оптимизация аэродинамической формы осесимметричных носовых частей в сверхзвуковом диапазоне скоростей. Оптимизация проводилась в классе тел с передним торцом и степенной образующей. Параметрами оптимизации служили радиус торца и показатель степени. Целевой функцией являлся коэффициент сопротивления. В случае невязкой постановки задачи в качестве целевой функции рассмотрен коэффициент волнового сопротивления, а в случае оптимизации с учетом вязкости коэффициент полного сопротивления.. Исследования выполнены в рамках моделей Эйлера и Навье-Стокса. Рассмотрены носовые части удлинения $\lambda=1 \div 10$ в диапазоне чисел Рейнольдса $Re_D = 0.1*10^6 - 10*10^6$ при числе Маха M=3.

Установлено, что для умеренных и больших удлинений трение оказывает заметное влияние на форму оптимальных носовых частей. Значения показателя степени и диаметра торца значительно отличаются от тех, что получены при невязкой постановке задачи [1]. Для тел, оптимизированных в рамках модели Навье-Стокса отмечено значительное увеличение диаметра торца (в 1.5 – 2 раза в зависимости от удлинения) и показателя степени до 20%. Подтвержден теоретический результат о существовании критического решения и уменьшении сопротивления при переходе к телам меньшего удлинения в случае большого вклада трения в суммарное сопротивление.



Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (19-01-00671 А)

Литература:
1. Иванюшкин Д. С., Таковицкий С. А. Носовые части минимального волнового сопротивления с передним торцом и степенной образующей // Ученые записки ЦАГИ. 2009. Т. XL, № 5, с. 35 — 40.

АНОМАЛЬНАЯ ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ В ОДНОРЯДНЫХ НАКЛОНЕННЫХ ОВАЛЬНО-ТРАНШЕЙНЫХ ЛУНКАХ НА СТЕНКЕ УЗКОГО КАНАЛА И УСКОРЕНИЕ КАНАЛЬНОГО ПОТОКА

С.А. Исаев, М.Е. Гульцова, А.Г. Судаков (СПбГУ ГА, г. Санкт-Петербург),
А.Г. Егорова, Д.В. Никущенко (СПбГМТУ, г. Санкт-Петербург),
А.Е. Усачов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

Рассмотрено турбулентное течение и теплообмен в периодической секции узкого канала длиной 8, высотой 1 и шириной 9 с расположенными на нагретой нижней стенке наклоненными овально-траншейными лунками. Глубина каждой лунки 0.25, длина 7.05, ширина 1.05, радиус скругления кромок 0.21. Определенное по среднемассовой скорости число Рейнольдса 10^4, число Прандтля 0.72. Температура нагретой изотермической стенки 1.034, верхней плоской стенки – 1 (293К). Боковые плоские стенки секции теплоизолированные. Угол наклона лунок варьируется от 1^o до 89^o. Шаг между однорядными лунками L варьируется от 2.667 до 8. Развитое турбулентное течение и теплообмен описываются осредненными по Рейнольдсу уравнениями Навье-Стокса и энергии. Для замыкания системы уравнений применяется модель переноса сдвиговых напряжений (SST) 2003 года в модификации, учитывающей влияние кривизны линий тока в рамках подхода Роди-Лешцинера-Исаева.

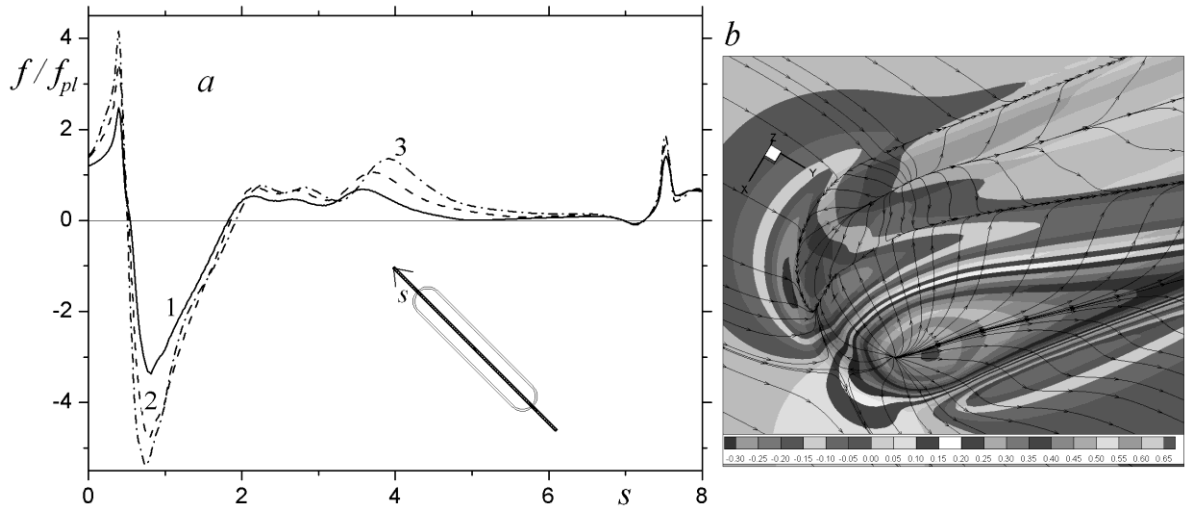


Рис. 1. Сравнение относительного трения в срединном сечении лунки при различных L (*a*), а также картина отрывного обтекания и поле давления (*b*). 1 – L=8; 2 – 4; 3 – 2.667

Ламинарное течение и теплообмен рассчитываются при $Re=10^3$ на основе решения уравнений Навье-Стокса и энергии. На проточных границах задаются условия периодичности, на стенках – условия прилипания. При решении конечно-объемных аналогов записанных в приращениях исходных уравнений применяются многоблочные вычислительные технологии. Методы коррекции градиента давления и среднемассовой температуры используются. Применяется пакет VP2/3 и выполняется валидация расчетных результатов на сетках различной густоты и топологии. Представляется блок верификации примененной SST-модели на задачах, имеющих физические аналоги: вихревая динамика и турбулентный конвективный теплообмен в окрестности уединенных сферических лунок на стенке узкого канала (В.И.Терехов) и на плоской пластине (Сапожников С.З.), теплообмен в коридорном ансамбле сферических лунок (Готовский М.А.). Подтверждена приемлемость периодических граничных условий. В ходе параметрического исследования обнаружен и численно обоснован эффект многократного уменьшения отрицательного относительного трения (рис.1,*a*) и увеличения относительной теплоотдачи во входной части наклоненной овально-траншейной лунки. Обнаружено ускорение течения в ядре канального потока в 1.3-1.5 раза для ламинарного и турбулентного режимов при углах наклона лунок 45 градусов и их глубине не менее 0.25 высоты канала. Эффект аномальной

интенсификации отрывного течения и теплообмена связан со скачкообразным изменением давления между областью торможения потока (p_{max}=0.65) и зоной разрежения (p_{min}=-0.3) в районе формирования смерчеобразного вихря (Рис.1,*b*).

Работа выполнена при поддержке РФФИ по проекту № 17-08-00148.

ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ МАНЕВРЕННЫХ ЛА НА ОКОЛО- И ЗАКРИТИЧЕСКИХ УГЛАХ АТАКИ. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЩИТКОВ ГАРНЕЯ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ПРИРАЩЕНИЙ ПРОДОЛЬНОГО МОМЕНТА НА ПИКИРОВАНИЕ

В.Г. Кажан, К.А. Осипов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе представлены результаты численного моделирования полной компоновки модели маневренного самолета в широком диапазоне углов атаки (вплоть до закритических значений) $\alpha = 0 \div 70°$ (Рис. 1). Расчёты проводились на основе численного решения уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейльнольдсу, с $k - \omega\, SST$ моделью турбулентности с коррекцией на кривизну линий тока.

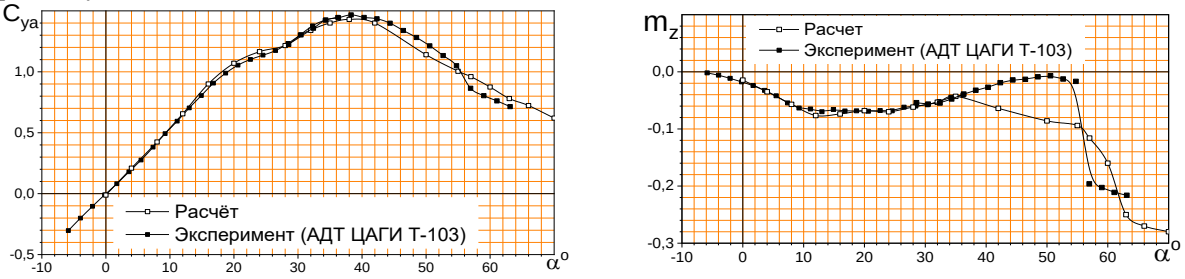


Рис. 1. Сравнение результатов расчёта полной компоновки манёвренного ЛА с экспериментальными данными (АДТ Т-103) в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 70°$ при $M = 0.15$

В работе проводится анализ влияния особенностей вихревого обтекания («взрыва» и взаимодействия вихрей) на продольные и боковые аэродинамические характеристики (АДХ). Можно отметить удовлетворительное согласование результатов расчёта с экспериментальными данными по всем интегральным характеристикам в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 35°$ (Рис. 1). Однако при бо̀льших углах атаки $\alpha > 35°$ отмечается различие с экспериментом, особенно по коэффициенту продольного момента. Вероятно, данное расхождение связано с тем, что в АДТ ЦАГИ Т-103 при закритических углах атаки ($\alpha > 30 - 35°$) аэродинамическая модель выходит из ядра потока.

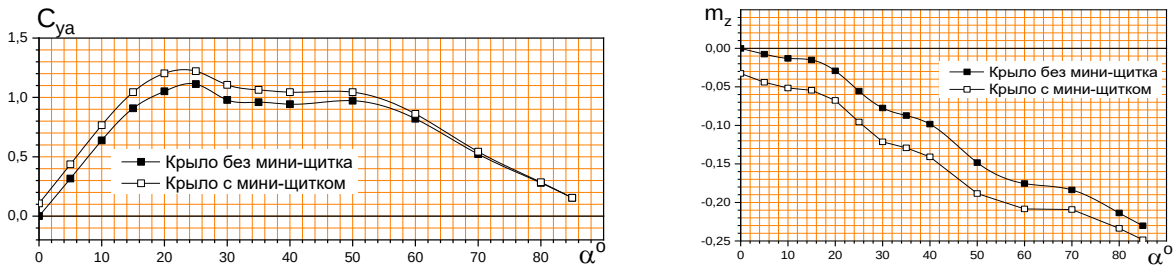


Рис. 2. Влияние мини-щитков на продольные АДХ стреловидного крыла $\chi = 52°$ ($M = 0.15$)

Кроме того, в работе рассмотрено использование мини-щитков (щитков Гарнея), установленных на задней кромке стреловидного крыла перпендикулярно потоку, для создания дополнительных приращений коэффициента продольного момента на пикирование на около- и закритических углах атаки ($\alpha = 0 \div 85°$) при малых дозвуковых скоростях $M = 0.15$.

По результатам численных исследований получено, что мини-щитки с малой относительной высотой $\bar{h} = 2.5\%$ (относительно концевого сечения крыла) существенно влияют на АДХ крыла с неотклонённой ($\delta = 0°$) и отклонённой ($\delta = 20°$) механизациями:

- мини-щитки оказывают большее влияние на концевые сечения крыла, в частности, вследствие его большей относительной высоты $\bar{h}$;

- на крыле с неотклонённой механизацией мини-щитки дают практически эквидистантное приращение коэффициента подъёмной силы $\Delta C_{ya} \approx 0.13$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 - 40°$, при дальнейшем увеличении угла атаки влияние мини-щитков на коэффициент подъёмной силы постепенно уменьшается и сводится к нулю при угле атаки $\alpha = 85°$;

- коэффициент продольного момента m_z получает практически эквидистантное приращение момента на пикирование $\Delta m_z \approx -0.035 \div -0.04$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 - 60°$, при дальнейшем увеличении угла атаки можно отметить плавное уменьшение приращения коэффициента продольного момента до значений $\Delta m_z \approx -0.0185$ при $\alpha = 85°$.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ЩИТКОВ-СПОЙЛЕРОВ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ ВЕРТИКАЛЬНЫМ ПОРЫВАМ ВЕТРА

С.В. Калашников, А.Л. Митин, Н.В. Николаев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Во время полета летательный аппарат может подвергаться воздействию вертикальных порывов ветра. Для определенного класса летательных аппаратов даже небольшие по интенсивности порывы могут приводить к значительным приращениям нормальной перегрузки, а быстродействие традиционных органов продольного управления может быть недостаточным для эффективного парирования этих приращений. Кроме того, традиционные органы продольного управления, расположенные позади центра масс, не способны одновременно обеспечить и снижение нормальной перегрузки, и пикирующий момент, необходимый для возвращения летательного аппарата на безопасные углы атаки.

Одним из потенциально эффективных способов противодействия вертикальным порывам может стать применение щитков-спойлеров на верхней и нижней поверхностях крыла.

В рамках настоящей работы с помощью методов вычислительной гидродинамики была выполнена предварительная оценка интегральных и распределенных аэродинамических характеристик профиля с различными конфигурациями щитков-спойлеров. Показано, что даже при небольшой относительной площади щитки могут обеспечивать эффективное управление нормальной перегрузкой при незначительном изменении момента таигажа.



КОМПЛЕКСНЫЕ МЕТОДИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ТЕЛ ВРАЩЕНИЯ СВЕРХБОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ С ПРИЛОЖЕНИЯМИ К ЗАДАЧАМ ДИНАМИКИ

В.А. Каримов, А.Н. Кравцов, Е.В. Кузнецов, А.В. Панюшкин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Определение аэродинамических характеристик компоновок ЛА с корпусами в виде тел вращения представляет собой одну из наиболее типичных и практически важных задач аэродинамики. Первоначальные сведения в области аэродинамики тел вращения были получены из решения артиллерийских и баллистических задач. С появлением ЛА, корпуса которых представляют собой тела вращения, аэродинамика тел вращения получила дальнейшее развитие. Корпуса современных ЛА, имеющие относительно большие характерные размеры по сравнению с крылом, создают значительную подъемную силу, и оказывают существенное влияние на сопротивление и положение аэродинамического фокуса.

В работе представлены результаты расчетных исследований сверхзвукового обтекания тел вращения с оживальной формой носовой части и удлинением $\lambda_н > 5$ в зависимости от удлинения цилиндрической части ($\lambda_ц = 0 \div 20$) в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 20^o$. Расчеты проведены двумя методами: в рамках уравнений Эйлера [1], и в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье-Стокса [2]. При расчетах в рамках уравнений Эйлера, в которых реализована явная конечно-разностная схема Мак-Кормака, поверхность головной ударной волны выделяется явным образом, а учет сил трения проводится с использованием инженерной методики. Для расчетов методом конечных объемов по программе NUMECA с применением неявной схемы, размеры расчетной области выбирались из условия положения головного скачка уплотнения, использовалась гексаэдральная неструктурированная (декартовая) сетка, с призматическим пограничным слоем, модель турбулентности Spalart-Allmaras.

Результаты численного моделирования, полученные в рамках уравнений Эйлера и в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье-Стокса, сопоставлены между собой и с

экспериментальными данными для тел вращения при числе M = 2 с удлинением корпуса λ = 20.75 [3]. Проведен анализ влияния длины цилиндрической части тела вращения с различными формами носовой части на производную от коэффициента нормальной силы по углу атаки $(C_y^{\alpha})_{\alpha=0}$ в зависимости от числа Маха набегающего потока. Используются параметры гиперзвукового и сверхзвукового подобия. Проведен анализ распределения производной от коэффициента нормальной силы $(C_y^{\alpha})_{\alpha=0}$ по длине тел вращения. Результаты численного моделирования обтекания тел вращения при сверхзвуковых скоростях показывают более существенную нелинейность зависимостей $(C_y^{\alpha})_{\alpha=0}$ от числа Маха набегающего потока, чем экспериментальные данные.

Практическое приложение полученных результатов расчета обтекания тел вращения сверхбольшого удлинения нашло в модельных исследованиях по определению статических упругих деформаций, в разработке математических моделей аэродинамических коэффициентов в соответствии с методикой [4, 5]. Полученные математические модели, рассматриваемых аэродинамических конфигураций, используются при математическом моделировании пространственного движения ЛА подобных аэродинамических компоновок при проведении исследований динамики, в задачах синтеза системы управления, оценке устойчивости и управляемости, а также в задачах траекторного управления.

Работа выполнена при частичной поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант РФФИ № 19-01-00671 а).

Литература:
1. Математическое моделирование тепловых и газодинамических процессов при проектировании летательных аппаратов / В.В. Горский, Е.В. Ватолина, А.В. Братчев и др.; под ред. В.В. Горского. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. − 212 с.
2. Hirch C. Numerical Computational of Internal and External Flows. – John Wiley and Sons, 2007.
3. Allen H.J., Perkin E.W. A study of effects of viscosity jn flow over slender inclined bodies of revolution. NACA Report 1048, 1949.
4. Святодух В. К. Динамика пространственного движения управляемых ракет. М.: «Машиностроение», 1969. – 272с.
5. Святодух В.К., Чернявский П.М. Динамика аппаратов с двухканальным управлением. М.: «Машиностроение», 1983. – 159с.

ПОВЫШЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ЧИСЛОМ МАХА

Н.Н. Киселёв, Д.С. Рудаков, П.В. Савин, Э.П. Тепляков, Т.Н. Шатаева
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

При исследовании моделей летательных аппаратов (ЛА) в аэродинамических трубах одним из способов сокращения времени эксперимента, что позволяет существенно уменьшить энергетические затраты, является использование непрерывного эксперимента. При этом система автоматического регулирования числа Маха (САРМ) поддерживает постоянным его заданное значение (число Маха = Const), а угол альфа модели изменяется с постоянной скоростью **($\dot{\alpha}$ = Const)**. При большой площади затенения модели число Маха существенно изменяется. В связи с этим при дискретном изменении угла α увеличивается время переходного процесса, пока система не выйдет на заданное значение числа Маха. При непрерывном эксперименте приходится уменьшать скорость $\dot{\alpha}$, чтобы уменьшить динамическую ошибку (отклонение от заданного значения числа Маха). В том и другом случае увеличивается время аэродинамического эксперимента. В работе проведены исследования на математической модели аэродинамической трубы Т-106. Результаты исследования показывают, что включение контура компенсации в САРМ позволяет существенно уменьшить динамическую ошибку без влияния на запас устойчивости.

ПРОЕКТ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОДОГРЕВАТЕЛЯМИ ПОТОКА В ГИПЕРЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ Т-116

Н.Н. Киселев, Д.С. Рудаков, Э.П. Тепляков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящее время управление подогревом потока в АДТ Т-116 осуществляется вручную. Данный способ морально устарел, не обеспечивает необходимой точности при задании температуры и не реализует минимального времени нагрева, что приводит к увеличению времени эксперимента и, как следствие, к излишним расходам электроэнергии. В работе

описывается проект модернизируемой системы управления напряжением на подогревателях с температурой в форкамере в качестве обратной связи.

Предлагаемый алгоритм управления представляет собой пропорционально-интегральный регулятор с ограничительным условием на величину сигнала. Критерием начала использования интегрального звена является момент, когда значение пропорционального звена становится меньше или равно ограничительному значению.

Работа регулятора смоделирована в среде Simulink программного комплекса MATLAB.

Рассматривается работа в режимах, для которых имеются данные о ходе эксперимента, в том числе зависимости температуры в форкамере и напряжения на подогревателе от времени, что дает возможность синтезировать для каждого отдельного режима модель реакции температуры в форкамере на напряжение на подогревателе (Рис. 1).

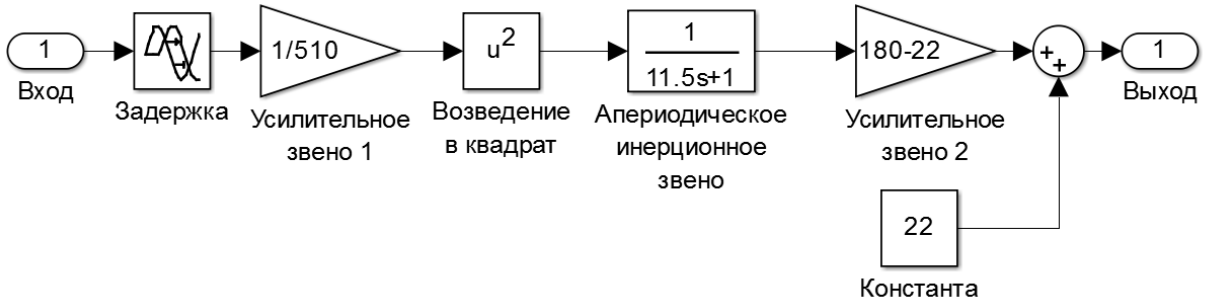


Рис. 1. Модель трубы (теплый тракт, M=5, T=180°C)

Задержку, напряжение и температуру в установившемся режиме, температуру входящего воздуха можно определить по данным эксперимента. Для определения постоянной времени апериодического звена необходимо приближенно имитировать подаваемое напряжение кусочно-линейной функцией и подобрать постоянную времени, для которой график температуры будет наиболее близок к реальному.

Проведено моделирование для четырех режимов, подобраны оптимальные коэффициенты регулирования. Время сходимости к заданной температуре в представленной модели составляет 18-20 с, что существенно меньше, чем в данных эксперимента (80-200 с).

ПРИМЕНЕНИЕ RANS МЕТОДОВ ДЛЯ РАСЧЕТА ОБТЕКАНИЯ ТЕСТОВОЙ МОДЕЛИ ТМК-1 С МЕХАНИЗИРОВАННЫМ КРЫЛОМ

В.А. Климина, К.И. Черный (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Выполнены расчетные исследования на основе 2D и 3D подходов обтекания тестовой модели ТМК-1 с механизированным крылом (удлинение λ=4) с закрылком во взлетно-посадочной конфигурации без предкрылка, с отклоненным на 8° интерцептором и с концевыми шайбами (рис. 1) с целью определения рационального метода для расчета механизированного крыла.

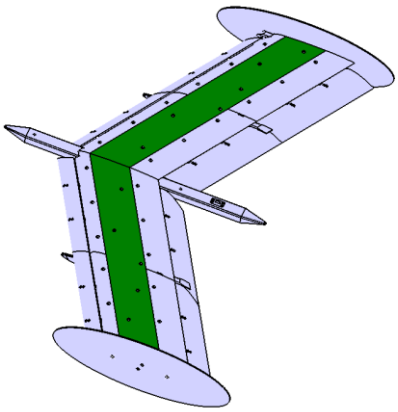


Рис. 1. Общий вид модели

Расчеты проведены с использованием двух различных программ ANSYS CFX и ANSYS Fluent на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS) и с применением различных моделей турбулентности. В программе ANSYS ICEM CFD построены две структурированные расчетные сетки для профилей, полученных сечением этого крыла по потоку и по нормали к передней кромке крыла, и неструктурированная расчетная сетка на крыло.

Проведено сравнение аэродинамических характеристик двух профилей, полученных в расчетах с использованием моделей турбулентности SST k–ω и Spalart-Allmaras Vorticity-Based. Показано, что применительно к рассматриваемому крылу с удлинением λ=4 2D расчеты не обеспечивают удовлетворительного согласования с результатами 3D расчетов даже на средней части крыла.

Проведено сравнение 3D расчетов, выполненных в двух указанных программах с

использованием модели турбулентности SST k–ω, между собой и с экспериментом, который был проведен в аэродинамической трубе ЦАГИ АДТ Т-103 при скорости потока V≈50 м/с, что соответствует числу Маха M≈0.147 и числу Рейнольдса Re≈1.7 млн. [1].

Показано, что лучшее согласование с экспериментом обеспечивает программа ANSYS Fluent.

Литература:
1. Skomorohov S.I., Slitinskaya A.Yu., Cherny K.I. Study of flow peculiarities and vortex wake structure behind swept wings of moderate aspect ratio at subsonic speeds // Abstracts of international conference on the methods of aerophysical research

МОДЕЛЬ ОТСЕКА КРЫЛА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА КОРОТКОГО ВЗЛЕТА ПОСАДКИ С РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ И СИСТЕМОЙ ОБДУВА СТРУЯМИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ В АДТ – 102

А.А. Копылов, С.Я. Севостьянов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящее время в ЦАГИ ведется работа, направленная на улучшение взлетно-посадочных и крейсерских характеристик самолетов за счет более эффективного обдува передней кромки крыла. Это достигается размещением на передней кромке крыла винтомоторной группы распределенной силовой установки (РСУ).

Для исследования характера обтекания крыла и механизации при обдувке винтами, и акустических характеристик, на начальном этапе решено провести исследования на аэродинамической модели (рис. 1), геометрически подобной рассматриваемому прототипу, в двух экспериментальных установках: в дозвуковой аэродинамической трубе Т-102 и в акустической камере АК-2. В качестве экспериментальной модели выбрана секция крыла в уменьшенном масштабе. Модель оборудуется РСУ состоящей из четырёх электромоторов с частотой вращения 15000 об/мин каждый, размещенных на балке внутри передней кромки секции крыла. На валы электромоторов установлены воздушные винты диаметром 300 мм. Управление оборотами двигателей осуществляет контроллер.

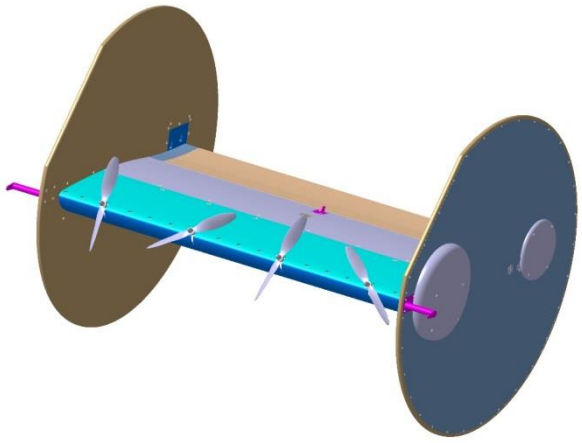


Рис. 1. Общий вид модели

В модели обеспечена возможность: изменения угла наклона РСУ относительно хорды профиля в диапазоне углов от – 10° до – 40° вокруг заданной оси поворота, перемещения РСУ от первоначального положения вдоль оси X на расстояние до 100 мм. и перемещения РСУ вдоль оси Y на ± 15 мм. Указанные перемещения достигаются с помощью двух опор балки, которые закреплены на отсечных шайбах под обтекателями. В модели также обеспечена возможность выдвижения закрылка во взлетно посадочные положения на углы 0°, 15°, 20°, 25°, 35°, 40°. Эти перемещения достигаются двумя узлами, которые установлены на отсечных шайбах под обтекателями. Узлы крепления позволяют перемещать закрылки в каждом из угловых положений на расстояние до 10 мм. по оси Y.

ЛАГРАНЖЕВА МЕХАНИКА ВОЗМУЩЕНИЙ ВИХРЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ

В.Ф. Копьев, С.А. Чернышев (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

Разработан новый подход к описанию нестационарных вихревых течений несжимаемой идеальной жидкости с использованием методов механики Лагранжа [1-5]. В качестве обобщенной координаты используется поле смещения [6,7]. Ранее было показано [8-10], что в задачах динамики малых возмущений стационарных течений использование поля смещений имеет важные преимущества перед стандартными переменными, такими, как возмущения скорости или давления. В этой работе показано, что поле смещений также является удобным инструментом для описания возмущений вихревого потока в рамках лагранжевого формализма [11]. Выражения для лагранжиана записаны как для случая малых возмущений вихревых течений, так и в произвольном нелинейном случае.

На основе разработанного подхода поставлена задача о наличии новых интегралов движения сохраняющихся в различных течения. Решена задача об условиях сохранения квадрупольного момента возмущений вихревого потока и найден класс течений, для которых этот интеграл сохраняется. В таком течении вклад гидродинамических возмущений в акустическое излучение должен взаимно сокращаться так, чтобы интенсивность квадрупольного источника звука оказалась равной нулю. Задача о сохранении квадрупольного момента представляет интерес для аэроакустики, поскольку квадрупольный момент течения, рассчитанный в приближении несжимаемой жидкости, является главным членом в звуковом источнике акустически компактного вихревого течения [12-13]. Анализ интегралов движения проводится с использованием теоремы Нётер [14].

Показано, что квадрупольный момент возмущений сохраняется, в частности, для произвольных однородных струйных течений как в двумерном, так и в трехмерном случаях. Полученные результаты означают, что любые возмущения однородных струйных течений в линейном приближении не вносят вклада в квадрупольное звуковое излучение. Таким образом, источники звука низкоскоростных струй связаны с более тонкими эффектами, такими как слабая неоднородность потока вдоль направления потока, колебания отдельных вихрей или нелинейность возмущений.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ №17-11-01271.

Литература:
1. Захаров В.Е., Кузнецов Е.А. Гамильтоновский формализм для нелинейных волн, УФН, т.167, N11, с.1137-1167, 1997.
2. Гончаров В.П., Павлов В.И., Гамильтоновая вихревая и волновая динамика, Москва, ГЕОС, 2008, 431 с
3. Ильгисонис В.И., Лагранжева гидродинамика, МГУ, 2010, 96 с.
4. Salmon R., Hamiltonian fluid mechanics, Ann. Rev. Fluid Mech. 1988. V. 20: pp.225-256
5. Morrison, P.J., Hamiltonian description of the ideal fluid, Review of Modern Physic, V.70, N.2, p.467-521, 1998
6. Chandrasekhar S., “Ellipsoidal Figures of Equilibrium”. New Haven, Conn., Yale Univ. Press, 1969
7. Drazin P.G., Reid W. H., “Hydrodynamic Stability”. Cambridge, Cambridge University Press, 1981, 605p.
8. Kopiev V.F., Chernyshev S.A. Vortex ring eigen-oscillations as a source of sound, J. Fluid Mech. 1997. V. 341. P. 19-47.
9. Копьев В.Ф., Чернышев С.А. Колебания вихревого кольца, возникновение в нем турбулентности и генерации звука, УФН. 2000. Т. 170. № 7. С. 713-742.
10. Копьев В.Ф., Чернышев С.А., Юдин М.А., Неустойчивость цилиндра в циркуляционном потоке несжимаемой идеальной жидкости, ПММ, т.81, в.2, с.216-229, 2017.
11. Копьев В.Ф., Чернышев С.А. Развитие методов лагранжевой и гамильтоновой механики применительно к задачам аэроакустики // Акуст. журн. 2018. Т. 64, №6. С. 677–688.
12. Lighthill M.I., “On sound generated aerodynamically. II. Turbulence as a source of sound”, Proc. R. Soc.,v. A222, N 1148,pp.1-32, 1952.
13. Crow S.C., “Aerodynamic sound emission as a singular perturbation problem, Studies in Applied Mathematics”, v.49, N 1, pp.21-44,1970.
14. Арнольд В.И., Математические методы классической механики, Москва, Наука, 1979, 431 с.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СПЕКТРОВ ПОГЛОЩЕНИЯ И ВОЛНОВЫХ ПАРАМЕТРОВ ЗВУКОИЗОЛЯЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

А.Н. Котов (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

Для отделки салонов современных скоростных транспортных средств применяется широкий спектр современных звуковибропоглощающих и теплоизоляционных материалов. В авиационной отрасли правильный выбор материалов особенно важен из-за повышенных требований к удельному весу конструкций при заданных акустических характеристиках. В связи с этим было проведено исследование физических и акустических характеристик всех доступных рыхловолокнистых материалов.

Методика определения величины волновых параметров звукопоглощающих материалов при нормальном падении плоской звуковой волны базируется на двухмикрофонном методе измерений в импедансном канале (акустическом интерферометре). В работе [1] данная идея была доведена до практической реализации на современной измерительной аппаратуре. Проведенные исследования показали чрезвычайную успешность рассматриваемого метода, что нашло отражение в его стандартизации.

Измерительный импедансный канал представляет собой металлическую трубу квадратного сечения с твёрдыми стенками, в одном конце которой расположен широкополосный излучатель звука, а с другой стороны вставляются исследуемые образцы и плотный толстый металлический поршень, моделирующий твёрдую стенку.

Вблизи поршня в канал вставлены два микрофона на тонких держателях, расстояние между которыми (база) может составлять 25 или 50 мм и определяет вместе с размерами канала частотный диапазон его эффективной работы. В данном случае это частоты 2 кГц и ниже. Микрофоны закреплены неподвижно, образец и поршень могут перемещаться в канале.

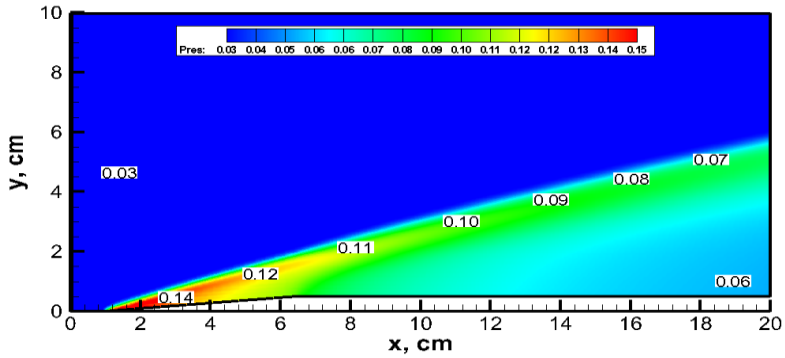
В исследовании использовались поролон различной толщины, материалы «Мелатон», «АТМ-1», базальтовый мат и базальт с стеклотканью. Наряду с акустическими измерениями исследовалась плотность образцов. Полученные при исследованиях результаты сравнивать между собой традиционные и новые звуковибпопоглощающие материалы.

Литература:
1. J.Y. Chung and D.A. Blaser, Transfer function method of measuring in-duct acoustic properties. I. Theory, II. Experiment, J.Acoust. Soc. Am., 68 (3), pp. 907-921, (1980).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ПРОВЕРКИ РАСЧЕТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ ТЕЧЕНИЙ

М.А. Котов, Л.Б. Рулева, С.И. Солодовников, С.Т. Суржиков (ИПМех РАН, г. Москва)

Авторские расчетные коды, разрабатываемые в ИПМех РАН, для описания аэротермодинамики полей течения около моделей скоростных летательных аппаратов (ЛА), экспериментально проверялись на установке «Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба» (ГУАТ), при числах Маха 5…8. Описание установки приведено в [1,2]. Установка оснащена сертифицированными высокочастотными датчиками динамического давления, сменными соплами с расчетными и проверенными экспериментально [3,4] характеристиками и наборами моделей, имитирующих фрагменты ЛА. Экспериментальный контроль заданного на входе в сопло давления проверялось по давлению торможения сформированной «полочки», а давление на срезе сопла контролировалось датчиками статического давления и Пито, которые также сравнивались с расчетом.



При исследовании полей течения около расчетных моделей с острой кромкой (как, например, рис.1), датчики устанавливались в проблемных точках, соответствующих сгущению расчетной сетки.

Датчики также располагались в месте концентрации ударных волн при исследовании групп моделей с острыми кромками.При обтекании моделей типа цилиндр, датчики давления помещались в объект. На рис. 1 и рис.2. приведены примеры выполненной работы: датчики в модели цилиндра и датчики в положении Pitott на срезе сопла, в месте концентрации ударной волны при исследовании групп моделей с острыми кромками.



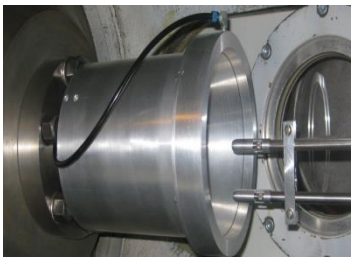


Рис. 1. Датчики в модели цилиндра и на срезе сопла



Рис. 2. Видеокадр датчика в точке концентрации УВ

Наличие быстродействующего ($2*10^{-3}$с) клапана [5] вместо мембраны позволяет обеспечить хорошую повторяемость экспериментов при заданных параметрах. Сравнение расчетных и экспериментальных параметров приведены, например, в [4-6].

Литература:
1. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Проведение экспериментов по обтеканию моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013.Т.14, вып.4. http://chemphys.edu.ru/media/published/08_uUK9SlT.pdf

2. М.А.Котов, Л.Б.Рулева, С.И.Солодовников, С.Т.Суржиков Экспериментальные исследования соплового блока на установке ГУАТ ИПМех РАН//Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ. 2018. Тезисы докладов. 141-142 с.
3. M A Kotov, L B Ruleva, S I Solodovnikov and S T Surzhikov Experimental and numerical study of supersonic flow over two blunted wedges//Journal of Physics: Conf. Series 815 (2017) 012025 doi:10.1088/1742-6596/815/1/012025 (http://iopscience.iop.org/1742-6596/815/1/012025). РФФИ № 16-01-00379.
4. Иванов И. Э., Котов М. А., Рулева Л. Б., Солодовников С. И. Функционирование съемного удлиненного сопла гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2018. Т.19, вып. 3. http://chemphys.edu.ru/issues/2018-19-3/articles/748/.
5. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Расчетно-экспериментальные исследования структуры высокоскоростного потока газа при обтекании моделей фрагментов летательных аппаратов //Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2017. Т. 1. № 3 (114). С. 18-30.
6. I A Ivanov, M A Kotov, I A Kryukov, L B, Ruleva and S I Solodovnikov. Investigation of gas dynamic parameters of the conical nozzle block functioning in the Hypersonic Aerodynamic Shock Tube//Journal of Physics: Conf. Series 1009 (2018) http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1009/1/012037/pdf

АСПЕКТЫ АЭРОДИНАМИКИ ТУ-144 (ПО СЛУЧАЮ 50-ЛЕТИЯ СО ДНЯ ПЕРВОГО ПОЛЕТА)

А.Б. Кощеев, А.Л. Крупник (ПАО «Туполев», г. Москва)

16 июля 1963 года вышло Постановление Правительства СССР «О создании ОКБ А.Н. Туполева СПС Ту-144 и постройке партии этих самолетов», а уже 31 декабря 1968 года первый в мире сверхзвуковой пассажирский самолет Ту-144 выполнил свой первый полет.

По результатам расчетных и экспериментальных исследований в сжатые сроки инженерами ОКБ и учеными ЦАГИ были созданы и реализованы уникальные, пионерные решения в части аэродинамики:

- Выбрана наиболее рациональная форма крыла в плане (стреловидность консоли и наплыва, точка излома передней кромки крыла), что обеспечило при высоком уровне аэродинамического качества минимальное балансировочное сопротивление при сверхзвуковых и дозвуковых скоростях полета.
- На основе физических критериев, расчетов и параметрических испытаний моделей создана срединная поверхность крыла, позволившая увеличить аэродинамическое качество на 6%.
- Разработано и установлено на серийном самолете убирающееся многоразрезное переднее крыло, что обеспечило улучшение взлетно-посадочных характеристик самолета.
- Впервые в СССР достигнут высочайший уровень качества внешней поверхности самолета (4% от Cx_{min}). В дальнейшем приемы и методики, разработанные для Ту-144, позволили в три раза улучшать качество внешней поверхности вновь создаваемых самолетов марки «Ту».
- В аэродинамических трубах ЦАГИ, ОКБ им. А.Н. Туполева, ИТПМ СО РАН продуто более 140 моделей, тем самым создан банк аэродинамических характеристик по сверхзвуковой аэродинамике

Совместными усилиями инженеров и ученых создана компоновка летательного аппарата схемы «бесхвостка» с уникальным по аэродинамической эффективности и конструкции крылом, обеспечивающее полёт во всем диапазоне режимов; при этом на сверхзвуковом режиме полета, соответствующего числу Маха М=2, достигнут рекордный уровень аэродинамического качества Kmax (на 8% выше чем у «Конкорда»).

В процессе создания и эксплуатации самолета Ту-144, участия в международной программе фундаментальных исследований на сверхзвуковом летающем комплексе Ту-144ЛЛ, проведения работ по самолету Ту-160 и проекту СПС-2, накоплен огромный опыт по внедрению сверхзвуковых технологий, созданы программы и методики, позволяющие оперативно решать задачи аэродинамического проектирования сверхзвуковых компоновок.

С 2017г. ПАО «Туполев» ведет проектные работы по созданию сверхзвукового делового самолета с дальностью полета 7500км и пассажировместимостью до 25 человек. Инженеры «ПАО «Туполев» совместно с учеными ЦАГИ и специалистами отраслевых институтов готовы воплотить проект в реальность. Необходимое условие: решение руководства страны и достаточное финансирование.

Россия не имеет права отдать вымпел первенства сверхзвуковой пассажирской авиации, заработанный СССР. До 2027 года (планы США – 2030 год) в России должен взлететь отечественный сверхзвуковой самолет 2-го поколения. Реализовать данную амбиционную задачу целесообразно в рамках национальной программы в два этапа:

- создание летного демонстратора;
- создание серийного сверхзвукового пассажирского самолета XXI века.

ИСТОРИЯ КОМПЬЮТЕРИЗАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА В ЦАГИ. СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД

В.С. Криворученко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В авиационной индустрии наблюдается устойчивый рост сложности создаваемых авиационных систем. Расширяется спектр работ по созданию новых механизмов и технологий, прежде всего компьютерных, для научных исследований, включая и аэродинамический эксперимент. В этой связи представляется полезным рассмотреть пятидесятилетнюю историю компьютеризации аэродинамического эксперимента в ЦАГИ с точки зрения системного подхода (1,2,6,7) при проектировании грядущих реинкарнаций на очередном витке развития.

Централизованная Вычислительная Система ЦВС-1 с 1968-1982гг обеспечивала обработку экспериментальных данных для всех промышленных АДТ ЦАГИ (2, 11). ЦВС-2, которая разрабатывалась на основе системного подхода (1), по сути явилась сетевой компьютерной инфраструктурой с централизованной БД и программными сервисами обработки. С использованием сервисов ЦВС-2 создавались различные системы, ориентированные на определенные виды исследований (11) или виды летательных аппаратов (9).

В 90-е годы в связи с кардинальной сменой аппаратно-программной базы был разработан программный комплекс ПОТОК(3,4), который до настоящего времени остается основным средством сопровождения эксперимента в АДТ. Работы по созданию системы информационного обеспечения аэродинамических исследований (5) развиваются в направлении создания отраслевых многодисциплинарных баз данных(7) и механизмов формирования НТЗ (10).

Разработана концепция комплексной автоматизации аэродинамического эксперимента (8), и действующий макет(12) на базе Центра Обработки Данных и удаленных АРМ пользователей, которые продемонстрировали новые возможности для многодисциплинарной работы.

Проблемы сложности, которые сейчас решаются при существенно измененной парадигме системного подхода, с привлечением методов системной инженерии, компьютерного моделирования, технологий больших данных и искусственного интеллекта предъявляют дополнительные требования к продукции аэродинамических исследований, перспективным средствам и методам ее получения.

Литература:

1. А.Д.Смирнов, В.С.Криворученко “Системный подход в рамках САПР к задаче автоматизации аэрофизического эксперимента в многомашиной АСНИ” в сборнике “Вопросы кибернетики. Автоматизированные системы научных исследований” Москва, ВИНИТИ, 1986г.
2. А.Д.Смирнов, В.С.Криворученко, К.А.Шарий. “Распределенные системы автоматизации аэродинамических исследований‘ Труды симпозиума “Компьютеры в Европе. Прошлое, настоящее и будущее“ Украина. Киев. 1998г.
3. В.В Петроневич, В.С. Криворученко, Е.К. Чумаченко и др.“Архитектура унифицированного комплекса программных средств для информационно-измерительных и управляющих систем аэродинамических труб ЦАГИ”. 10-я школа семинар НИО-2 ЦАГИ “Аэродинамика летательных аппаратов” ЦАГИ 1999 г
4. В.В Петроневич, В.С. Криворученко, Е.К. Чумаченко и др.“Функциональные возможности унифицированного комплекса ПОТОК для проведения эксперимента в АДТ”. 11-я школа семинар НИО-2 ЦАГИ “Аэродинамика летательных аппаратов” ЦАГИ 2000 г
5. В.С. Криворученко, С.В. Ляпунов, С.И. Скоморохов Системы информационного обеспечения аэродинамических исследований 17-я школа семинар НИО-2 ЦАГИ “Аэродинамика летательных аппаратов” ЦАГИ 2006
6. В.С. Криворученко «Системный подход к автоматизации аэродинамических исследований» ТВФ №2 стр. 51-64 2011г. Москва
7. С.Л.Чернышев, В.С. Криворученко "Форсайт развития авиационной науки и технологий до 2030 года и на дальнейшую перспективу" "Техника Воздушного Флота" №4 2014г.
8. В.С.Криворученко,,В.В,Петроневич, БА Руденко, Е.К.Чумаченко, Я.А.Шаныгин "Концепция комплексной автоматизации промышленного аэродинамического эксперимента в сетевой компьютерно инфраструктуре расчетно-экспериментальных исследований XXVI Научно-техническая конференция по аэродинамике ЦАГИ в пос. Володарского, 25-26 февраля 2015г.
9. Vladimir Krivoruchenko "Computer Technologies to Support Research and Development Activities in the Project of the Aerospace System Buran" Труды IEEE 2014 (978-1-4799-1799-0/14)

10. Криворученко В.С. «Моделирование процессов создания научно-технического и научно-технологического задела» "Техника Воздушного Флота" №3-4 2015г.
11. А.Д.Смирнов, В.С.Криворученко “Многомашинные системы автоматизации аэродинамического эксперимента” в сборнике «Страницы истории отечественных ИТ. Том 2.» Москва, ООО «Альпина Паблишер» 2015г.
12. Н.Д. Агеев, В.В. Буров, А.В. Воронков, Е.М. Гуляева, В.С. Криворученко, Б.А. Руденко, А.С. Спиридонов, А.В. Шмельков, Е.В. Яблонский «Технологии комплексной обработки и унифицированного представления результатов аэродинамического эксперимента в сетевой среде виртуализации центра обработки данных» XXVIII Научно-техническая конференция по аэродинамике ЦАГИ в пос. Володарского, 20-21 апреля 2017 г.).

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ СЕРИИ РАСПОРОК С УЧЕТОМ ИХ РЕАЛЬНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ФОРМ ДЛЯ УТОЧНЕНИЯ ПОПРАВКИ НА СОБСТВЕННОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ ЛЕНТ ПОДВЕСКИ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ АВ-102 в АДТ Т-102 ЦАГИ

А.А. Кривощапов, А.Л. Митин, Н.В. Николаев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Результаты испытаний моделей в АДТ Т-102 при использовании измерительной системы АВ-102 содержат силы и моменты, действующие как на модель, так и на подвесное устройство, поэтому влияние последнего необходимо исключать из результатов испытаний. Поправка на аэродинамические характеристики изолированной ленточной подвески определяются экспериментально по испытаниям, в которых вместо модели устанавливается профилированная распорка (рисунок 1), путем вычитания АДХ изолированной распорки из характеристик системы «распорка+подвеска». Распорка представляет собой аэродинамическую модель прямого крыла с симметричным профилем. Эти испытания проводятся при скорости потока от 15 до 50 м/с, для каждой поперечной базы подвески используется своя распорка с соответствующей базой кронштейнов крепления. Ранее аэродинамические коэффициенты изолированных распорок были определены экспериментально [1] для скорости набегающего потока 50 м/с, а поправка на собственное сопротивление подвески вычислялась из предположения, что АДХ распорок не зависят от скорости воздушного потока.

Работы [2,3] показали необходимость учета влияния скорости набегающего потока на АДХ распорок при получении поправки на собственное сопротивление подвески. В указанных работах была предпринята попытка определения аэродинамического сопротивления распорок путем расчетов в программе XFLR5. Однако за отсутствием исходных данных о реальной форме поверхностей распорок в расчетах было принято, что распорка представляет собой прямое крыло с известным неизменным профилем по всему размаху без геометрической и аэродинамической крутки, а также без угла поперечного V. В реальности, искажения геометрической формы всегда имеют место, в частности, из-за погрешностей изготовления.

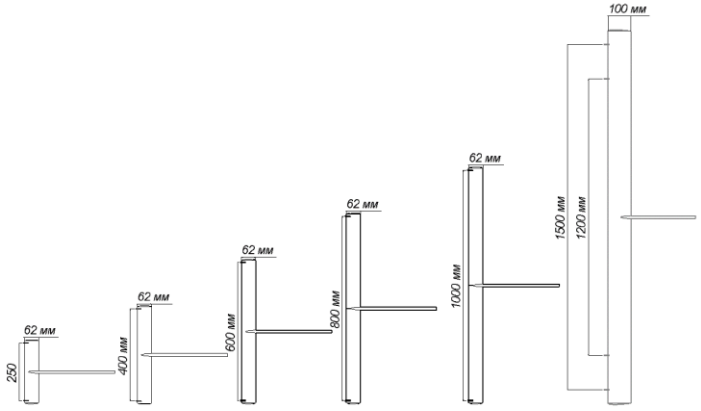


Рис. 1. Общий вид распорок

В рамках настоящей работы с помощью высокоточного измерительного оборудования и специально разработанного алгоритма автоматической идентификации геометрических форм поверхностей крыльев были получены более точные исходные данные. На основании этих данных проведены расчеты коэффициента лобового сопротивления распорок. Их результаты позволят исключить систематическую погрешность определения собственного сопротивления подвески, связанную с отсутствием данных о реальной геометрической форме распорок, и повысить точность измерения коэффициента аэродинамического сопротивления моделей.

Литература:

[1] Ражин А. Ф., С. И. Руденко. Технические условия на проектирование и изготовление моделей, предназначенных для испытаний в аэродинамических трубах Т-102 и Т-103 ЦАГИ. – М: Изд. отд. ЦАГИ, 1978, 39 с.
[2] Калашников С.В., Карасёв П.И., Качарава И.Н., Кривощапов А.А., Кудрявцев Р.А., Митин А.Л., Николаев Н.В., Песецкий В.А., Трухляев Н.Ю., Чумаченко Е.К. Особенности исследования аэродинамических характеристик высотного БЛА на солнечных элементах. В сборнике: Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный Аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). 2014.

[3] Климов А.А., Чумаченко Е.К., Калашников С.В., Кривощапов А.А., Николаев Н.В. Уточнение методики испытаний моделей при малых скоростях воздушного потока в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ. В сборнике: Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный Аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). 2014.

ВЛИЯНИЕ ВЗАИМНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ ЛОПАСТЕЙ НА ПУЛЬСАЦИИ СИЛЫ ТЯГИ СООСНОГО НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

К вертолету соосной схемы предъявляются требования об исключении соударения лопастей верхнего и нижнего винтов в процессе летной эксплуатации, уменьшения вибраций, обусловленных пульсациями тяги винтов, уменьшения шума, генерируемого, главным образом, соосным несущим винтом (НВ). Установлено, что начальный азимут лопасти, например, верхнего винта, не совпадающий с начальным азимутом лопасти нижнего винта, влияет на отмеченные выше особенности соосного вертолета.

Выполнены численные исследования по оценке влияния начального азимута лопастей верхнего винта на пульсации силы тяги соосного НВ вертолета. Исследования проводились в помощью метода расчета, основанного на нелинейной лопастной теории винта в нестационарной постановке на базе тонкой несущей поверхности [1,2].

Рассматривалось обтекание шести лопастного соосного НВ (два винта по 3 лопасти) на режиме косого обтекания на скоростях V_1=51.25 м/с (угол атаки винта $\alpha_н$= -5^0) и V_2=71.75 м/с ($\alpha_н$= -12^0).

Моделирование нестационарного обтекания НВ начинается с момента, когда лопасть нижнего винта занимает начальное положение с азимутом $\psi = 0$. Лопасть второго верхнего винта при этом может занимать положение с азимутом, отличным от нуля, например, со сдвигом на некоторый угол $\Delta\psi$, который условно называется «фазой» или «фазировкой» (Рисунок 1). Нижний 1-й винт вращается против часовой стрелки при виде сверху, а 2-й верхний винт – по часовой стрелке. В зависимости от фазы $\Delta\psi$ при вращении лопасти верхнего и нижнего винтов пересекаются в разные моменты времени.

Установлено, что *фаза* $\Delta\psi$ влияет на характер сближения лопастей верхнего и нижнего винтов соосного НВ, а также на пульсации тяги и шум от нагрузки винтов. Делается оценка влияния *фазы* $\Delta\psi$ верхнего винта на пульсации силы тяги соосного НВ вертолета. Изучалось изменение коэффициента тяги НВ C_T за один оборот при $\Delta\psi$ = 0, –20, –30, –40, –60, –80, –100, –120 град.

Коэффициент тяги соосного НВ C_T определяется суммированием коэффициентов тяги соответственно нижнего C_{TH} и верхнего C_{TB} винтов. Например, на скорости V=51.25 м/с при $\Delta\psi$ = 0 приращения коэффициента тяги нижнего и верхнего винтов усиливают пульсации тяги, а при $\Delta\psi = -60^0$ пики пульсаций верхнего и нижнего винтов смещены и суммарный коэффициент тяги соосного НВ C_T изменяется за один оборот с меньшей амплитудой.

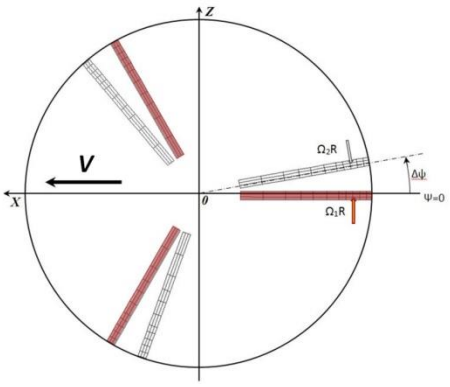


Рис. 1. Начальный азимут лопастей НВ

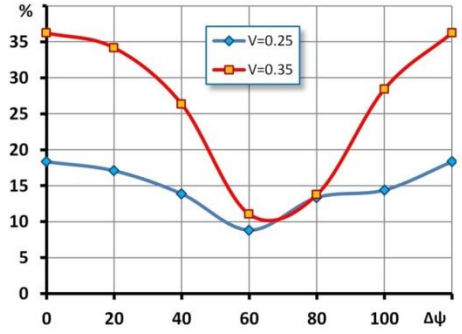


Рис. 2. Влияние фазы на изменение амплитуды пульсации тяги соосного НВ в процентах от среднего значения Ст

На Рисунке 2 представлены результаты расчета пульсации тяги в процентах от среднего значения C_T для двух значений скорости обтекания V_1=51.25 м/с ($V_1/\omega R$ =0.25) и V_2=71.75 м/с ($V_2/\omega R$ =0.35.

Анализ данных результатов дает возможность оценить влияние начального азимута лопастей верхнего винта $\Delta\psi$ на пульсации силы тяги соосного НВ вертолета, без демпфирования. В частности, при значениях начального азимута лопастей верхнего винта около

нуля имеют место максимальные величины пульсации тяги, которая, например, при скорости обтекания V_2=71.75 м/с превышает 35% от среднего значения C_T, а минимум пульсации тяги – при $\Delta\psi \approx 60^0$.

Литература:
1. Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолётов. – М.: Машиностроение, 1992. – 218с.
2. Крицкий Б.С. Математическое моделирование аэродинамики винтокрылого летательного аппарата. МГТУ ГА, Научный вестник МГТУ ГА, № 59, серия «Аэромеханика и прочность», 2003 г., с. 24-31.

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ СИСТЕМ ПОВЫШЕНИЯ КОМФОРТА ЭКИПАЖА И СНИЖЕНИЯ РАСХОДОВАНИЯ РЕСУРСА КОНСТРУКЦИИ ПРИ ПОЛЕТЕ В ТУРБУЛЕНТНОЙ АТМОСФЕРЕ САМОЛЕТА СХЕМЫ "ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО"

В.М. Кувшинов, Г.А. Лазурин, Р.М. Мурзагалин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Проведен анализ характеристик комфорта экипажа и нагружения конструкции при полете самолета схемы “летающее крыло“ в атмосферной турбулентности. Показано, что уровень таких характеристик как среднеквадратическая перегрузка и показатель дискомфорта являются недопустимыми для длительного полета самолета. Показано также, что расходование ресурса конструкции при полете в турбулентной атмосфере недопустимо велико для самолета рассматриваемой компоновки.

Рассмотрены два типа активных систем управления, обеспечивающих повышение комфорта экипажа и снижение расходования ресурса конструкции за счет компенсации воздействия ветровых порывов:

– с датчиками перегрузки и скорости тангажа

– с датчиком угла атаки, перегрузки и скорости тангажа.

Выполнено исследование эффективности систем повышения комфорта экипажа в зависимости от характеристик органов управления и динамики тракта управления, которое показало, что:

– для обеспечения эффективности систем необходимо использовать орган управления (комбинацию органов), обеспечивающих одновременную компенсацию подъемной силы и момента тангажа от ветра;

– эффективность систем существенно падает при увеличении динамического запаздывания в тракте управления τ_{lag}>0.025 с;

– второй тип системы более эффективен (особенно при установке датчика угла атаки в носовой части самолета) и позволяет снизить показатель дискомфорта на 30-40%, увеличив допустимое время полета самолета.

Выполнено исследование эффективности системы снижения расходования ресурса конструкции (ССРР) при полете в турбулентной атмосфере. Показано, что

– для обеспечения эффективности системы необходимо дополнительно подключить контур демпфирования упругих колебаний крыла, отклоняющий концевые секции элевонов (или элероны) по сигналам «упругой» составляющей перегрузки на концах крыла;

– система позволяет снизить показатель повреждаемости конструкции на 55% в корневом сечении крыла при уменьшении эффективности до 35% в среднем сечении крыла. Дополнительное подключение к системе концевых элевонов позволяет дополнительно увеличить ее эффективность до 60%, в том числе в среднем сечении крыла.

Литература:
1. Ю.Г. Живов, В.М. Кувшинов, А.М. Поединок, А.С. Устинов. Исследование системы повышения комфорта экипажа и пассажиров самолета при полете в турбулентной атмосфере. ТВФ, том LXXXII, №1 (690), 2008.
2. К.С. Колесников, В.Н. Сухов. Упругий летательный аппарат как объект автоматического управления. – М.: Машиностраение, 1974. – 267с.
3. О.А. Кузнецов. Динамические нагрузки на самолет. М.: Физматлит, 2008. – 263с.
4. Модель турбулентности атмосферы. Отраслевой стандарт. 1984г.
5. В.Л. Райхер. Усталостная повреждаемость. Учебное пособие – М.: МАТИ, 2006.-239с.
6. В.Л. Райхер. Гипотеза спектрального суммирования и ее применение для определения усталостной долговечности при действии случайных нагрузок. Сб. «Проблемы надежности в строительной механике». Труды ЦАГИ, вып. 1134, 1969.
7. О.А. Бессолова, В.Л. Райхер, А.С. Устинов. Расчет усталостной повреждаемости при циклическом и случайном нагружении с ненулевым средним значением. Ученые записки ЦАГИ, т. XX, №3, Москва 1989.

НОВОСТИ МИРОВОГО АВИАСТРОЕНИЯ 2018-2019 гг.

Ю.В. Кузьмин (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

В докладе по материалам открытых источников: иностранной печати и выступлений на конгрессе ICAS-2018 представлена информация о новинках в мировом авиастроении за истекший год.

В военной авиации расширяется список стран, разрабатывающих боевые самолёты 5-го поколения (J-20, TAI, AMCA, KF-X/JF-X и другие). Германия, Франция, Испания, Великобритания и США начали формулировку требований к самолётам 6-го поколения, работы ведутся по трём программам: FCAS, Tempest, NGAD. Всё большую популярность приобретает идея боевой группы из пилотируемого самолёта и одного или нескольких БПЛА, получающих от него указания (Kratos UAS XQ-58A Valkyrie). Вероятно, лётные данные новых самолётов: скорость, потолок, дальность без дозаправки, скороподъёмность останутся на прежнем уровне.

За один год поступили на вооружение четыре новых модели самолётов-заправщиков: Boeing KC-46A, A330 Phenix, Y-20, EMBRAER KC-390, испытывается первый в мире беспилотный палубный самолёт-заправщик MQ-25 Stingray. Обновляется парк учебных самолётов (Boeing/SAAB T-X, L-20, M-345 HET и другие).

Много внимания уделяется модернизации, в том числе организации коллективной работы боевых самолётов при помощи обмена цифровыми данными и увеличению ресурса.

Несколько стран продолжают изучение гиперзвуковой аэродинамики. Так, в КНР введена в строй гиперзвуковая аэродинамическая труба, начались полёты БПЛА Xingkong-2.

В гражданской авиации ожидается удвоение объёма перевозок за ближайшие 15 лет. Появляются новые модели самолётов: Boeing 777X, ACJ320neo, C919, EMBRAER Praetor. В отрасли продолжаются процессы концентрации: заключён договор между Airbus и Bombardier, модели CS100 и CS300 переименованы в A220-100, A220-300, готовится договор Boeing и EMBRAER.

Активно ведутся работы по принципиально новым видам транспорта. Как минимум пять фирм испытывают прототипы БПЛА городского электротакси: American Airbus, Bell, Boeing, Honeywell-Pipistrel, Vertical Aerospace. Растёт внимание к законодательному регулированию полётов БПЛА, в т.ч. БПЛА с пассажирами.

Разрабатываются электротурболёты (JetSuite, DA40 Electra), самолёты с большим количеством движителей, крылья сверхбольшого удлинения, в т.ч. подкосные (Boeing), новые ламинарные профили, новые технологии управления пограничным слоем. Обсуждается возможность возврата к ТВД с малошумящими профилями винтов, возможность уменьшения площади управляющих поверхностей за счёт внедрения более сложных алгоритмов ЭДСУ.

В будущих электросамолётах планируется применять и высокотемпературные сверхпроводниковые материалы. Возобновились эксперименты с ионолётами, возможное применение – в силовых установках высотных барражирующих БПЛА (псевдоспутники, такие как UAVOS и Zephyr S HAPS).

В индустрии растёт применение композитов, активно используются аддитивные технологии, что может привести к полной перестройке производственной цепочки. В частности, армия США планирует получить собственные мобильные заводы для оперативного производства БПЛА по заказам командиров подразделений. Возникают новые идеологии проектирования (международные клубы проектировщиков, работающие по единым стандартам; инициатива ВВС США о создании «конвейера» для разработки новых типов каждые два года) и обслуживания (инициатива JAL об упреждающем обслуживании при помощи сверхбольшой базы данных о множестве параметров полёта, собираемых в реальном времени, которую анализируют обучаемые нейросети).

Литература:

1. Подготовлено по материалам журналов Aerospace America, Air et Cosmos, Airforce Monthly, Air International, Air Transport World, Aviation Week & Space Technology, Defence News, Flight International, Flug Revue, Fly Magazine, Jane’s Defence Weekly и конгресса ICAS-2018

ОЦЕНКА ЭФФЕКТА ЕСТЕСТВЕННОЙ ЛАМИНАРИЗАЦИИ МОТОГОНДОЛЫ В КОМПОНОВКЕ С ШФДМС

И.А. Курсаков, А.В. Лысенков, А.А. Савельев, Е.В. Стрельцов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Мотогондола — один из узлов летательного аппарата, для которого сопротивление трения может быть снижено. Оценки показывают, что для дальнемагистральных самолетов внешнее сопротивление мотогондолы составляет около 6 % от общего сопротивления компоновки. При этом сопротивление трения, связанное с развитием турбулентного пограничного слоя, составляет от 60 % до 70 % общего внешнего сопротивления мотогондолы [1]. Исходя из этих соображений, можно предположить, что наличие протяженной ламинарной зоны на гондоле приведет к уменьшению общего сопротивления самолета на 0.5 – 1 %.

Постоянно растущие требования к экономичности двигателей вынуждают использовать двигатели со все большей степенью двухконтурности, что приводит к росту размеров мотогондолы. Как следствие, из-за увеличения площади омываемой поверхности растет сопротивление трения. В итоге, выигрыш, достигаемый за счет увеличения эффективности силовой установки, может быть нивелирован. Поэтому проектирование и интеграция ламинарной мотогондолы остается актуальной и сложной задачей.

Проведено сравнение трех вариантов мотогондол в компоновке с планером ШФДМС:

- мотогондола, спроектированная в изолированной постановке;
- мотогондола, спроектированная с учетом влияния компоновки;
- тематическая мотогондола с длиной ламинарного участка ~10 % длины обечайки.

Аэродинамическое проектирование мотогондол проводилось с учетом конструктивных ограничений. Оптимизация выполнена с использованием свободно распространяемого программного продукта Dakota [2]. По опыту авторов наиболее эффективным методом оптимизации (из имеющихся в Dakota) является метод эффективной глобальной оптимизации (EGO) [3]. Этот метод используется для оптимизации в данной работе. Все расчеты проведены с использованием пакета прикладных программ EWT-ЦАГИ [4]. Решается система уравнений Навье-Стокса, замкнутая однопараметрической моделью турбулентности Спаларта-Аллмараса (SA). Поверочные расчеты выполнены с применим традиционной модели SST с полностью турбулентным обтеканием и модели SST с γ-моделью ЛТП.

Сравнение характеристик мотогондол, спроектированных в изолированной постановке и с учетом влияния планера, показало, что при скоростях крейсерского полета M=0.85 при проектировании с учетом планера возможно сформировать геометрию со слабыми скачками уплотнения на мотогондоле, что обеспечивает малое волновое сопротивление мотогондолы и всего самолета.

Сопоставительный анализ сил, действующих на планер и мотогондолу, проведенный для тематической ламинарной мотогондолы и спроектированной в данной работе мотогондолы показал, что сопротивление давления у двух рассмотренных мотогондол примерно одинаковое, а сопротивление трения у ламинарной на 4 % ниже. Сравнительно небольшой выигрыш в сопротивлении для гондолы с естественной ламинаризации связан с малым размером ламинарного участка.

Литература:

1. Vermeersch O., Bouteiller X. Numerical study of laminar nacelles: natural and hybrid laminar flow designs // Int. J. Eng. Syst. Model. Simul. 2014. Vol. 6, No. 3/4. pp. 191–204.

2. Adams B.M., Ebeida M.S., Eldred M.S., Jakeman J.D., Swiler L.P., Stephens J.A., Vigil D.M., Wildey T.M., Bohnhoff W.J., Dalbey K.R., et al. Dakota, A Multilevel Parallel Object-Oriented Framework for Design Optimization, Parameter Estimation, Uncertainty Quantification, and Sensitivity Analysis: Version 6.1 User's Manual // Sandia Tech. Rep. 2014. No. SAND2014-4633.

3. Jones D.R., Schonlau M., Welch W.J. Efficient Global Optimization of Expensive Black-Box Functions // J. Glob. Optim. 1998. Vol. 13. pp. 455–492.

4. Босняков С.М. Концепция программного продукта EWT-ЦАГИ и основные этапы ее развития // Труды ЦАГИ. 2007. № 2671. С. 3–19.

РЕГЕНЕРАТИВНЫЕ НАГРЕВАТЕЛИ ГАЗА ДЛЯ ПРОМЫШЛЕННЫХ ГИПЕРЗВУКОВЫХ АДТ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

А.П. Куршин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Регенеративные нагреватели газа (РНГ) в разрабатываемых промышленных гиперзвуковых АДТ нового поколения являются ключевым элементом.

В СССР и Российской Федерации накоплен большой опыт создания кауперных подогревателей воздуха для предприятий черной металлургии. Имеется опыт разработки воздухонагревателя для магнитогидродинамической электростанции с температурой дутья до 1700 °С при расходе до 200 кг/с и давлении до 10 бар. Однако требования к подогревателям газа для доменных производств и в энергетике существенно отличаются от требований к подогревателям АДТ. Поэтому прямое применение технических решений металлургов и энергетиков для ГАДТ является не обоснованным. В Российской Федерации нет промышленных ГАДТ с кауперными подогревателями, и нет опыта проектировании и эксплуатации ГАДТ с такими устройствами.

За рубежом более 50 лет эксплуатируются кауперные подогреватели ГАДТ с различными конструкциями теплоаккумулирующих насадок (ТАН) и способами их разогрева. Конструкции этих подогревателей построены на принципах и технических решениях, разработанных в середине прошлого века. В этих подогревателях газ через теплоаккумулирующую насадку протекает либо по цилиндрическим каналам, либо через засыпки из крупноразмерных шаров. Такие конструкции ТАН обладают слабо развитой поверхностью теплообмена, малым коэффициентом объемной теплоотдачи и, в целом, малоэффективны. Кроме того, в настоящее время требуются подогреватели ГАДТ для исследований, при больших числах Re, с расходными характеристиками, тепловой мощностью и давлениями торможения рабочего газа существенно выше тех, которые реализуются в существующих АДТ.

В докладе рассмотрены требования к нагревателям газа для АДТ с большими числами Re потока, возможности регенеративных нагревателей и проанализирован мировой опыт создания РНГ для промышленных ГАДТ. Определены диапазоны основных параметров подогревателей газа, которыми они должны обладать для того, чтобы обеспечить возможность разогрева потока газа с диаметром 1 м до параметров торможения, соответствующих числам Re=10^7, 10^8, 10^9 при числах М=5 – 10; 10 – 15; 15 – 20.

Показано, что уровень достигнутых в мире определяющих параметров в ГАДТ много меньше тех, что требуются для получения натурных значений чисел Re при испытаниях в диапазоне чисел М от 5 до 25. Чтобы обеспечить возможность создания ГАДТ для исследований при числах Re до 10^8 в диапазоне чисел М от 5 до 10 необходимы подогреватели газа с расходами более чем на порядок выше тех, которые достигнуты в мировой практике при создании РНГ, и мощностями до 3,5 ГВт.

Приведены новые схемы РНГ, проанализированы их возможности и сопоставлены с мировым уровнем достижений. Показано, что предлагаемые РНГ обеспечивают возможность создания РНГ нового поколения с существенным расширением применения ГАДТ с РНГ в области с большими числами Re потока, более компактных и проще по конструкции.

Приведены примеры вариантов РНГ, которые обеспечивают возможность решения первоочередных задач НИО-1 применительно к установке Т-131В и задач I этапа НИР по созданию отечественного РНГ нового поколения.

СИНТЕЗ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ БОКОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ БПЛА СХЕМЫ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

С.С. Кутуев , В.М. Кувшинов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе рассматривается летательный аппарат без вертикального оперения с крылом большого удлинения, имеющий путевую статическую неустойчивость m_y^{β}>0, со следующими органами поперечно-путевого управления: элевоны, расщепляющиеся щитки.

Система управления состоит из внутреннего контура (система улучшения устойчивости и управляемости) и внешнего (автомат стабилизации крена, автомат стабилизации заданной линии пути). В СУУ используются астатические алгоритмы, которые обеспечивают заданные статические характеристики управляемости, автобалансировку при возмущающих моментах M_{x0}, M_{y0}, и дают возможность жёсткого ограничения угла скольжения при максимальном командном сигнале и воздействии расчётных ветровых порывов.

При посадке с боковым ветром у летательных аппаратов с крылом большого удлинения и высокой степенью поперечной устойчивости m_x^β на этапе выравнивания по осевой линии ВПП или действии бокового порыва ветра возникает значительный момента крена, что может привести к касанию крылом ВПП. Для уменьшения момента крена в СУУ введена обратная связь по углу скольжения в канал отклонения элевонов $\delta_{эв} = ... + K_\beta^{эв}\beta$, которая позволила искусственно снизить степень поперечной устойчивости и добиться почти полной развязки поперечно-путевого движения.

Например, на режиме посадки (H= 0 м, α~7°, $V_{пр}$=260 км/ч) при действии бокового порыва ветра типа «1-cos» амплитудой 10 м/с введение данной обратной связи во внутренний контур системы управления улучшает работу внешнего контура (автомата стабилизации крена), уменьшая почти в 2 раза максимальный угол крена и время затухания переходного процесса по крену.

Добавление в алгоритм указанной обратной связи по углу скольжения на элевоны ведёт к уменьшению частоты корней колебательного движения рыскания, что требует повышения значений передаточных чисел обратных связей в автомате устойчивости пути. Это, в свою очередь, повышает величину потребной скорости отклонения расщепляющихся щитков необходимой для сохранения устойчивости “в большом” замкнутой системы. Для рассматриваемого значения степени путевой неустойчивости $m_y^\beta = 4 \cdot 10^{-6}$ и максимальной скорости хода привода расщепляющихся щитков $\dot{\delta}_{рщ\max} = 60$ град/с показана возможность использования данных алгоритмов с сохранением как развязки движений крена и рыскания, так и устойчивости замкнутой системы при ветровых возмущениях.

ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ И СТЕНДОВАЯ ОТРАБОТКА СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ОТКЛОНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ РУЛЕВЫМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ НА ОСНОВЕ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО ПРИВОДА

А.В. Левицкий, С.Я. Севостьянов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Актуальным направлением развития современного аэродинамического эксперимента является введение в конструкции исследуемых аэродинамических моделей системы дистанционного отклонения рулевыми поверхностями. Ее реализация на крупноразмерных аэродинамических моделях позволит достичь существенного сокращения времени и стоимости испытаний в аэродинамических трубах [1]. При наличии системы дистанционного управления отклоняемыми поверхностями в конструкции аэродинамических моделей отсутствует необходимость в остановке трубы для смены углового положения исследуемой рулевой поверхности. Перестановка органа управления может быть осуществлена непосредственно во время эксперимента, без временных затрат на подготовку каждого отдельного испытания. Продолжительность эксперимента при этом определяется его длительностью и временем подготовки модели в целом к испытаниям в аэродинамической трубе [2].

Реализация системы дистанционного отклонения рулевыми поверхностями на аэродинамической модели невозможна без ее предварительной отработки на экспериментальном стенде [3]. Силовым приводом для разработанной системы является специально разработанный компактный гидравлический сервопривод. Гидравлическая система отклонения элерона представляет собой следящую схему с обратной связью по положению штока гидроцилиндра. В состав гидравлической системы входит: гидравлический цилиндр; датчик линейного перемещения, связанный непосредственно со штоком гидравлического цилиндра; гидравлическая насосная станция, обеспечивающая энергией систему, а также система автоматизированного управления. Управление гидравлическим цилиндром выполняется посредством модулирования опорного сигнала на контроллере обратной связи, который получает сигнал от датчика линейного перемещения и производит сравнение двух сигналов. Получаемая погрешность обрабатывается и корректируется электронным контроллером на сервоклапане в соответствии с требованиями цепи управления. Выбор данной схемы управления обусловлен тем, что точность систем с обратной связью значительно выше по сравнению с системами без обратной связи. Кроме того, такие системы в гораздо меньшей степени подвержены влиянию внешних помех окружающей среды.

Неотъемлемой частью системы дистанционного отклонения элероном является специальное программное обеспечение. С помощью него задается требуемый угол отклонения элерона, формируется управляющий сигнал и контролируется его отработка. Графический интерфейс программного обеспечения позволяет отслеживать текущие значения основных параметров перемещения отклоняемой рулевой поверхности: текущий угол и угловую скорость, положение и текущую скорость штока гидроцилиндра. На ряду с этим, производится контроль параметров гидравлической системы: температуры гидравлической станции (маслобака и электродвигателя), изменения уровня масла и давления.

Разработанный макет системы дистанционного отклонения элерона крупноразмерной аэродинамической полумодели в АДТ Т-128 показал принципиальную возможность практической реализации системы управления. После проведения необходимых экспериментальных работ по отладке системы, станет возможен ее перенос и включение в состав реально существующей аэродинамической модели и проведение, с ее участием, испытаний в аэродинамической трубе.

Литература:
1. Левицкий А.В., Системы дистанционного управления отклоняемыми поверхностями и сравнительный анализ имитаторов силовых установок аэродинамических моделей пассажирских самолетов. // Материалы XXIII научно-технической конференции по аэродинамики. – М: ЦАГИ, 2012. – С. 149-150.
2. Левицкий А.В., Севостьянов С.Я. Система дистанционного управления отклоняемыми поверхностями аэродинамической модели самолета для трубных испытаний. // Труды ЦАГИ. // Выпуск 2719 – М: ЦАГИ, 2013. – С. 11-18.
3. Левицкий А.В., Севостьянов С.Я. Разработка системы дистанционного управления элерона аэродинамической модели пассажирского самолета на основе гидравлического привода. // Сборник тезисов докладов XLIII международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения - 2017». – М: МАИ, 2017. – С. 95.

СИСТЕМА МОНИТОРИНГА НДС И ВИБРАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ АДТ Т-128

А.Е. Леонтьев, А.А. Никуленко, А.О. Шардин, С.В. Кажичкин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящие время в большинстве аэродинамических труб, включая АДТ Т-128, для аэродинамических моделей принят запас прочности «четыре». Данное ограничение, существенно сужает выбор материалов и конструктивных схем для изготовления несущих элементов моделей по сравнению с натурной конструкцией где запас прочности не превышает «двух». Также, такой запас прочности ограничивает диапазон возможных режимов эксперимента по скоростному напору, углам атаки и т.д. На преодоление данного ограничения направлена разработанная системы мониторинга напряженно деформированного состояния и вибрации элементов модели в процессе эксперимента в АДТ Т-128 с возможностью автоматической подачи сигнала на аварийную остановку при динамическом превышении заданной нагрузки либо достижении заданной частоты колебаний модели или её элемента.

Система состоит из чувствительных элементов (тензодатчики, акселерометры), усилителей сигнала, блока сбора и обработки информации (измерительный модуль АТМ-16м и ПЭВМ), контрольного реле для подачи управляющего сигнала и специального программного обеспечения для сбора и обработки данных. Система позволяет вести мониторинг напряженно-деформированного состояния и вибраций элемента (элементов) и аэродинамической модели в процессе эксперимента и, при необходимости, подать команду на изменение параметров потока или остановку трубы. Все элементы системы российского производства. Для автоматизации процесса измерения при проведении эксперимента в аэродинамической трубе Т-128 в приложение добавлен модуль синхронизации с системой управления «Поток». Модуль позволяет в автоматическом режиме без участия оператора осуществлять запуск и завершение измерений сигнала при получении сообщений от системы управления. Сообщения содержат информацию об уникальных идентификаторах пуска, протокола и отсчета, хранимых в базе данных Т-128 и позволяющих получить в будущем дополнительные сведения о пуске. Модуль синхронизации с системой «Поток» также дает возможность в режиме реального времени считывать и записывать параметры потока (число Маха, угол атаки и т.д.).

Для записи и обработки сигнала с установленных на модель датчиков разработано специальное программное обеспечение, с возможностью отображения, анализа данных, получаемых при оцифровке сигнала с использованием прибора АТМ-16м, и подачи сигнала на изменение режима экспериментальной установки в режиме реального времени.

Использование системы мониторинга позволяет:

а) безопасно повысить скорость потока в аэродинамическом эксперименте;

б) снизить количество экспериментов (пусков) и время каждого из них, тем самым уменьшив энергозатраты на дорогостоящий эксперимент;

в) снизить вес аэродинамической модели;

г) сэкономить трубное время за счет калибровки и настройки системы вне АДТ.

Экспериментально доказана работоспособность системы мониторинга, которая позволяет вести одновременный контроль каналов тензометрии и акселерометров, устанавливать ограничения максимальных значений измеряемых параметров как для каждого канала, так и для определённых (задаваемых в программе обработки) сочетаний значений и, в соответствии с указанным алгоритмом, подавать сигнал на отключение/ изменение работы экспериментальной установки.

Литература:

1. Кажичкин С.В., Наумов С.М., Никуленко А.А., Шардин А.О, Верификация данных и апробирование системы мониторинга напряженного состояния в элементах аэродинамической модели в аэродинамической трубе Т-128// Материалы XXVI научно-технической конференции по аэродинамике/ЦАГИ. – 2015 год. – С 128.
2. Вермель В.Д., Кажичкин С.В., Наумов С.М., Никуленко А.А., Шардин А.О, Методика мониторинга напряженного состояния в элементах аэродинамической модели// Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике/ЦАГИ. – 2014 год. – С 77-78.
3. Пат. 147596 Россия, МПК, G01M 9/00 / Вермель В.Д., Горбушин А.О., Кажичкин С.В., Кольман Е.В., Наумов С.М., Петунина И.Н., Чернышев Л.Л., Шардин А.О.; Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ФГУП «ЦАГИ» – №2014103674/28; Заявл. 04.02.2014; Опубл. 10.11.2014, Бюл. №31
4. Н.П. Клокова. Тензорезисторы: теория, методики расчета, разработки. – М: Машиностроение, 1990.
5. В.А. Мехеда. Тензометрический метод измерения деформаций. – Самара: СГАУ, 2011.

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ «АРДИС» ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЁТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

И.И. Лешихин, О.В. Сонин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Программный комплекс «АРДИС» (Автоматизированная расчётная диалоговая система) служит для формирования предварительного облика и расчёта основных характеристик пассажирских самолётов на основе исходных данных. В представленной работе выполнена модификация АРДИС, позволяющая рассчитывать характеристики также транспортных самолётов с грузовой рампой.

Поскольку в грузовом самолёте наиболее отличающаяся от пассажирского самолёта часть - это фюзеляж, то алгоритм расчёта веса фюзеляжа более всего требует модификации. Алгоритмы расчёта веса продольного набора, веса окон, дверей, люков, герметизации и веса пола пассажирской кабины или грузового отсека претерпели частичную модификацию. Алгоритмы расчёта веса уникальных компонент фюзеляжа грузового самолёта созданы заново. В модифицированной версии АРДИС могут быть рассчитаны параметры грузовых самолётов: с одной рампой, с двумя рампами, без рамп.

Перспективные самолёты могут иметь крыло малого удлинения, что не было предусмотрено в базовой версии АРДИС. Произведены модификации, позволяющие корректно рассчитывать характеристики таких крыльев.

Грузовые транспортные самолёты могут отличаться от пассажирских обводами фюзеляжа и двигателей. Изучен существующий способ задания параметров, влияющих на формирование обводов, и разработан способ их задания для транспортного самолёта.

Основное влияние на профильное сопротивление фюзеляжа оказывает угол отгиба хвостовой части фюзеляжа. На основании ранее полученных данных и численных расчётов с использованием программного комплекса вычислительной гидродинамики для оценки сопротивления фюзеляжа была получена зависимость для алгоритма, внедрённого в программу АРДИС (модуль Аэродинамика).

Для верификации внесённых изменений в модифицированном комплексе автоматизированного проектирования АРДИС выполнены расчётные исследования перспективного самолета транспортной категории. Самолёт представляет собой свободнонесущий моноплан с высоко расположенным крылом, однокилевым Т-образным оперением, двумя турбореактивными двухконтурными двигателями Д-436-Т1 над задней кромкой крыла, трехопорным шасси (Рис. 1).

После ввода параметров самолёта в базу данных АРДИС выполнен расчёт профиля полёта в блоке LTX: взлёт, разгон-набор высоты, крейсерский полёт, снижение и посадка.

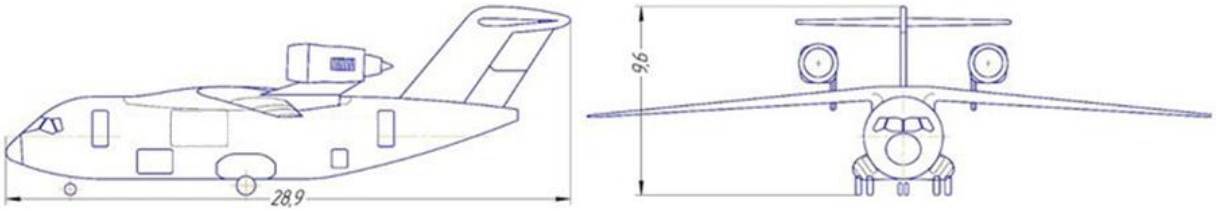


Рис. 1. Общий вид расчётного варианта

О СРАВНЕНИИ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА И ЭКСПЕРИМЕНТА МОДЕЛЕЙ С ТУННЕЛЬНЫМ ВЗУ

В.Ю. Лунин, А.В. Панюшкин, А.О. Подосинников, А.М. Хлопков
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

При проведении испытаний в аэродинамических трубах (АДТ) моделей ЛА с проточными каналами двигательной установки применяется методика разделения внешних и внутренних аэродинамических сил [1]. Методической особенностью такого вида экспериментальных исследований является то, что для учета поправки на внутреннее сопротивление модели используется гребенка приемников полного и статического давлений. При проведении расчетных исследований возможны различные способы обработки получаемых результатов, причем наиболее простым способом учета поправки на внутреннее сопротивление является интегрирование требуемых параметров потока по всей плоскости выходного сечения сопла с последующим пересчетом внутренних характеристик по применяемой методике. Такой подход сопряжен с возникновением дополнительных погрешностей сравнения расчета и эксперимента, вследствие того, что осредненная величина снимаемых параметров потока гребенкой и прямым интегрированием может несколько различаться. Альтернативным способом обработки результатов расчета, более приближенным к эксперименту, является учет рассматриваемой поправки путем съема давления в дискретных точках в плоскости выходного сечения сопла, имитирующих положение приемников гребенки. В работе представлено сравнение результатов расчетных и экспериментальных исследований величины поправки на внутреннее сопротивление протока модели ЛА с туннельным воздухозаборным устройством (ВЗУ).

Объектом исследования является модель дозвукового ЛА с туннельным ВЗУ, испытания модели проведены в АДТ Т-106 ЦАГИ. В экспериментальных исследованиях для определения величин коэффициента расхода ВЗУ $\bar{f}$ и поправки на внутреннее сопротивление протока $C_{хвн}$ использованы 4-лучевая гребёнка с 24 приёмниками полного давления и 6 приёмников статического давления, расположенных на поверхности канала дроссельной шайбы.

Расчетные исследования той же модели проведены с применением промышленного программного комплекса NUMECA FINE/Open. Расчетная сетка – гексаэдральная неструктурированная (декартовая) с гладким прижатием сетки к поверхности модели для обеспечения сохранения заданной аэродинамической формы; пристеночный пограничный слой построен, исходя из условия сохранения на поверхности тела безразмерного коэффициента разрешения пограничного слоя $Y+\leq 1$. Модель турбулентности выбрана Spalart-Allmaras (SA). В расчётных исследованиях величины $\bar{f}$ и $C_{хвн}$ определялось двумя методами. В первом случае необходимые параметры потока интегрировались по всей плоскости выходного сечения. Во втором параметры потока снимались в местах расположения приемников полного и статического давлений и учитывались по аналогии с экспериментом.

В результате сравнения получено, что обработка результатов расчета путем съема значений в дискретных точках «по гребенке» увеличивает коэффициент расхода $\bar{f}$ на ≈2% и уменьшает коэффициент внутреннего сопротивления $C_{хвн}$ на ≈5% по сравнению с обработкой «по интегралу». В сравнении с экспериментом расчет «по интегралу» дает разницу в 5% по $\bar{f}$ и 10% по $C_{хвн}$, а расчет «по гребенке» - 3% по $\bar{f}$ и 5% по $C_{хвн}$.

Таким образом, учет расположения приемников полного и статического давления при обработке результатов расчета позволяет обеспечить более высокое согласование расчетных и экспериментальных данных, что позволит повысить точность и достоверность выдаваемых заказчику расчетно-экспериментальных результатов.

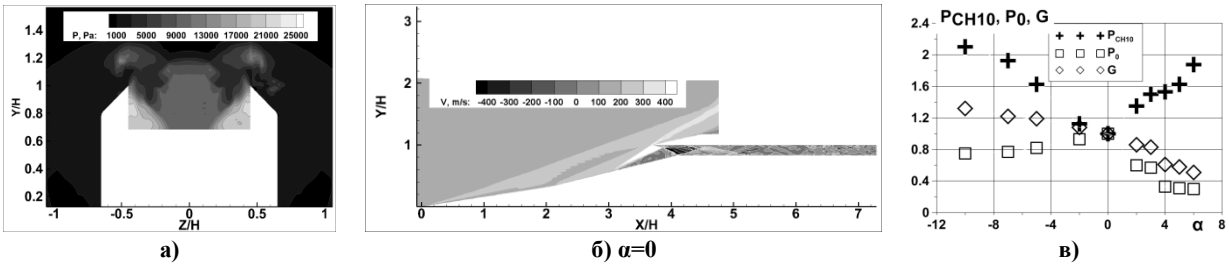
Литература:
1. Блищ В.Г. О внешних и внутренних аэродинамических силах и моментах летательных аппаратов с ВРД и их моделей при ненулевых углах атаки и скольжения // Труды ЦАГИ. 1987, вып. 2328.

АНАЛИЗ RANS/ILES МЕТОДОМ ВЛИЯНИЯ УГЛА АТАКИ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

Д.А. Любимов (ФГУП «ЦИАМ», г. Москва)

С помощью модифицированного RANS/ILES метода высокого разрешения [1] исследовано влияние угла атаки набегающего потока течение в высокоскоростном воздухозаборнике (ВЗ) с прямоугольным поперечным сечением [2]. Геометрия ВЗ и режимные параметры взяты из экспериментальной работы [2]. Углы наклона первой и второй панелей торможения были 9^o и 14^o соответственно. Число Рейнольдса, вычисленное по высоте входа ВЗ H и скорости набегающего потока – 3.12×10^5. Угол атаки менялся от отрицательного $\alpha=-10^o$ до положительного $\alpha=6^o$.

Анализ результатов показал, что угол атаки оказывает заметное влияние на картину течения в ВЗ и на его характеристики. Исследованная геометрия имеет боковые щеки. Их наличие приводит к тому, что течение в ВЗ около поверхностей торможение существенно трехмерное. В углах между щеками и поверхностями торможения образуются низкоскоростные или отрывные зоны. Их размеры возрастают при увеличении отрицательного угла атаки. Это можно видеть на рис. 1а, где показано поле давления при $\alpha=-7^o$ в сечении X/H=3.5. В центральной части течение имеет сложную структуру, образовавшуюся при взаимодействии скачков уплотнения. При увеличении отрицательных α интенсивность скачка от первой поверхности торможения увеличивается, давление за ним также возрастает, а число Маха на входе в изолятор при $\alpha=-10^o$ на 25% меньше, чем при α=0. Это влияет на течение в канале изолятора: торможение потока происходит быстрее. Для α>0 наблюдается обратная картина. Интенсивность скачка от первой поверхности торможения уменьшается, а число Маха за ним возрастает. Также увеличивается число Маха за вторым скачком. При $\alpha=6^o$ оно в 1.1 раза больше, чем при α=0. С увеличением положительного угла атаки отрывные зоны в углах ВЗ уменьшаются, и трехмерные эффекты выражены слабее. Однако при $\alpha\geq4^o$ характер течения резко меняется. Перед входом в изолятор ВЗ при взаимодействии со скачком уплотнения пограничный слой на панели торможения отрывается, и образуется большая отрывная зона, перед которой имеется косой скачок. Это видно на рис. 1б ($\alpha=6^o$). Анализ осциллограмм давления на верхней стенке изолятора показал, что на исследованных режимах наблюдаются высокочастотные колебания, вызванные турбулентными эффектами при взаимодействии скачков уплотнения с пограничным слоем. Они приводит к тому, что пограничный слой по мере приближения к выходу отрывается от стенок. На рис. 1в показаны зависимости от угла атаки различных параметров на выходе из изолятора (X/H=6.8). Все параметры отнесены к их значениям при α=0. Так осредненное по времени статическое давление на стенке P_{CH10} при возрастании α увеличивается независимо от знака угла атаки. При этом этот рост весьма значителен: при крайних значениях α около 2 раз. Осредненное по площади выходного сечения и по времени полное давление P_0 при отрицательных α убывает до 74% от его значения при α=0. При положительных углах атаки оно также убывает, наиболее значительно $\alpha\geq4^o$, когда поток отрывается перед входом в изолятор. На этих углах атаки его значение составляет около 30% от базового значения при α=0. Расход через ВЗ возрастает при отрицательных углах атаки и уменьшается при положительных. При $\alpha=-10^o$ он увеличивается на 32%, а при $\alpha=6^o$ снижается на 43% по отношению к расходу при α=0 (рис. 1в).



а) **б) α=0** **в)**

Рис. 1. Влияние угла атаки на течение характеристики ВЗ

Литература:
1. Lyubimov D.A., Chestnykh A. O. Flow in a High-Velocity Mixed Compression Inlet Studied by the RANS/ILES Method in Different Operation Modes // High Temperature. 2018. V. 56, No. 5. pp. 702–710.
2. Li Z., Gao W., Jiang H., JYang J. Unsteady Behaviors of a Hypersonic Inlet Caused by Throttling in Shock Tunnel // AIAA J. 2013. V. 51, № 10. P. 2485- 2492.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЛИПТИЧЕСКОГО СОПЛА СМЕШАННОГО РАСШИРЕНИЯ НА НЕРАСЧЕТНЫХ РЕЖИМАХ ИСТЕЧЕНИЯ РЕАКТИВНОЙ СТРУИ

А.П. Мазуров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Для высокоскоростных летательных аппаратов с ВРД сопло смешанного расширения с эллиптическим поперечным сечением может представлять перспективную альтернативу плоским соплам прямоугольного сечения, в которых из-за образования вторичного течения возможны проблемы с ростом тепловых потоков в углах, где верхняя и нижняя стенки стыкуются с боковыми. Как показали результаты расчетов [1] при числах Маха невозмущенного потока M_∞=0 и 4, на режимах истечения струи, близких к расчетным, потери тяги эллиптического сопла сравнительно невелики (3.5% идеальной тяги) и практически совпадают с потерями тяги эквивалентного плоского сопла. В ряде случаев практический интерес представляю характеристиками сопла на нерасчетных режимах.

В настоящей работе представлены результаты численного исследования сверхзвукового обтекания эллиптического сопла смешанного расширения на режимах перерасширения, когда перепад давления в сопле значительно ниже расчетного значения. Наружная поверхность сопла образована двумя полуэллипсами с одинаковой большой осью длиной 1.274 и малыми полуосями, равными 0.62 для верхнего полуэллипса и 0.38 для нижнего (все размеры отнесены к высоте миделя). Верхний контур расширяющейся части сопла (длиной 1.6) в плоскости симметрии задан кривой второго порядка с углом наклона в угловой точке, равным 31.8°. Нижний контур образован отрезком ломаной прямой. Входное сечение имело форму эллипса с осями, равными 1 и 0.153, и площадью 0.12 $F_м$ ($F_м$ – площадь миделя). Отношение площади вертикальной проекции среза сопла к площади входа составляло 5.45, а расчетное значение перепада давления $\pi_{c\ расч}$ – 44.1 для показателя адиабаты γ=1.3. Ставилась цель выявить газодинамические особенности течения в струе и определить тяговые характеристики эллиптического сопла при числах M_∞=1.14, 1.4 и 2 и перепадах давления π_c=8, 12 и 18 соответственно. Численные расчеты выполнены с помощью разностного алгоритма, разработанного на основе осредненных по Рейнольдсу трехмерных уравнений Навье−Стокса в приближении тонкого слоя и двухпараметрической k-ε-модели турбулентности [2].

Характерной особенность истечения струи на режимах сильного перерасширения при π_c=8 и 12 является образование двух продольных вихрей на боковых кромках сопла. Из-за того что струя не заполняет всего пространства под открытой поверхностью сопла, происходит затекание в открытую часть сопла воздуха из внешнего потока. Причем чем меньше величина π_c и число M_∞, тем более мощные вихри формируются. Кроме того, было выявлено при числах M_∞=1.14 и 1.4 образование на некотором расстоянии от среза обечайки пространственной ударной волны, распространяющейся по направлению к плоскости симметрии. При M_∞=2 и π_c=18 продольные вихри и такая ударная волна не формируются.

Анализ результатов расчетов показал, что при уменьшении числа M_∞ и, соответственно, перепада давления π_c происходит ухудшение тяговых характеристик рассмотренного эллиптического сопла. Так, например, потери продольной составляющей вектора возрастают с 3.5% идеальной тяги сопла при M_∞=4 до 5% при M_∞=2. При M_∞=1.4 и 1.14 величина потерь тяги составляет 10% и 17.4% соответственно. На режимах перерасширения вектор тяги сопла имеет направленную вниз вертикальную составляющую, которая образуется из-за того, что нижняя стенка сопла короче верхней. Величина угла отклонения вектора относительно продольной оси сопла зависит от числа M_∞. В частности, при уменьшении числа M_∞ от 4 до 2 угла наклона вектора тяги изменяется от -1.2° до -14°. При M_∞=1.4 и 1.14 углы наклона вектора тяги равны −23° и −20° соответственно. (При M_∞=1.14 вектор тяги отклоняется на меньший по модулю угол, чем при M_∞=1.4, вследствие того, что ударная волна вызывает более сильный рост давления на поверхности сопла и, следовательно, уменьшает направленную вниз вертикальную силу).

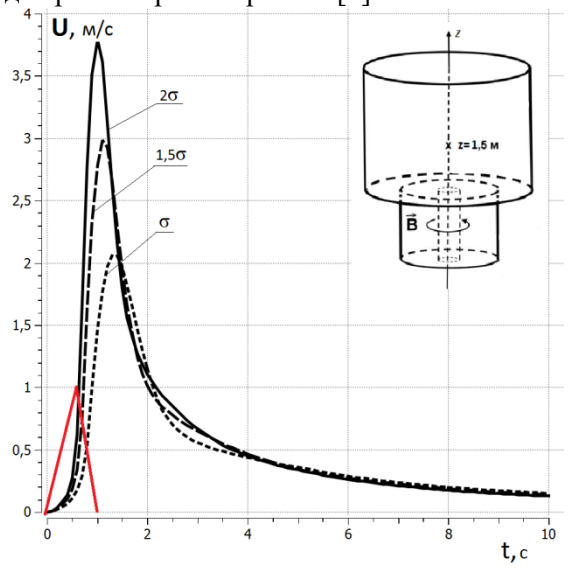
Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (19-01-00671).

Литература:
1. Мазуров А.П. Численное исследование характеристик эллиптического сопла смешанного расширения при сверхзвуковом обтекании // Ученые записки ЦАГИ, 2019, Т. L, №1, с. 28 – 43.
2. Мазуров А.П. Численное исследование течения вязкого газа в трехмерных соплах смешанного расширения // Ученые записки ЦАГИ, 2013. Т. XLIV, № 6, с. 69 – 84.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СТРУИ В СРЕДЕ С ПЕРЕМЕННЫМИ СВОЙСТВАМИ

С.Ю. Маламанов (БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Устинова, г. Санкт-Петербург)

Моделирование взаимодействия гидродинамического и электромагнитного полей представляет собой актуальную и важную гео- и гидрофизической задачу, при этом одним из существенных факторов является неоднородность проводящей среды, в частности – её электропроводность. Максимальный эффект взаимодействия полей достигается, когда вектор скорости потока ортогонален вектору индукции магнитного поля. В наиболее общем случае таких вариантов два – линейное магнитное поле при круговом движении проводящей жидкости, а также тороидальное магнитное поле при прямолинейном движении жидкости (рассмотрение прямолинейного движения жидкости в перпендикулярном потоку однородном магнитном поле не эффективено с масштабной точки зрения). Наиболее простой моделью, в которой можно обеспечить взаимную перпендикулярность векторов $\boldsymbol{u}$ и $\boldsymbol{B}$, является течение в ограниченном кольцевом зазоре двух соосных цилиндров, где приложено тороидальное магнитное поле, а между поверхностями поддерживается разность потенциалов, обуславливающая электрический ток. Действие магнитного поля на ток приводит к электромагнитной силе, выталкивающей жидкость из кольцевого зазора. Разность потенциалов между поверхностями цилиндров поддерживается постоянной – 1000 В, в зазоре прикладывается импульс магнитного поля, который моделируется линейным нарастанием индукции поля В от 0 до 1 Тл в течение 0,5 с и последующим линейным падением до 0 Тл за 0,5 с. Движущаяся вверх жидкость попадает в расширительный бак с той же жидкостью, ею является морская вода (удельная проводимость – σ=3 см/м). Получающееся в результате этого течение представляет собой коаксиальную струю. Моделирование осуществлялось на основе численного решения нестационарных уравнений магнитной гидродинамики с помощью гидродинамического модуля комплекса ANSYS. Соответствующая система уравнений и некоторые особенности постановки подобного рода задач рассмотрены в работе [1].



Некоторые результаты численного моделирования представлены на рисунке. По вертикальной оси отложена скорость жидкости в точке оси симметрии – ось z – расположенной на расстоянии 1,5 метра от нижнего основания расширительного бака. По горизонтальной оси – время, а красный треугольник представляет собой модельный всплеск магнитного поля. Хорошо видна связь нарастания магнитного поля (и, как следствие, увеличения вызывающей ускорение жидкости электромагнитной силы) с изменением скорости жидкости. Также отчётливо прослеживается запаздывание начала роста скорости среды и уменьшение её максимального значения при удалении от ускорителя. Это, безусловно, является следствием инертности жидкости и постепенным вовлечением в движение всё большей её массы. Кроме того, увеличение скорости в точке «наблюдения» с ростом коэффициента электропроводности σ, безусловно, свидетельствует об увеличении дальнобойности струи более проводящей жидкости.

Литература:
1. Маламанов С.Ю. Численное моделирование задач о силовом взаимодействии гидродинамического и электромагнитного полей // Известия РАН. Математическое моделирование. 2015 год. Том 27. №11. С. 56-62.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЫДУВА СТРУИ НА СТЫКЕ КРЫЛА С ФЮЗЕЛЯЖЕМ ВО ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

Е.Е. Мамонова (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В данной работе исследуется модель гражданского самолета, содержащая фюзеляж, крыло во взлетно-посадочной конфигурации (предкрылок, основной элемент и закрылок), пилон, мотогондолу с внутренним телом с протоком, вертикальное и горизонтальное оперение.

Рассмотрен активный метод управления потоком на стыке крыла с фюзеляжем для оценки влияния струи на взлетно-посадочные аэродинамические характеристики модели самолета. Численный расчет проводился при скорости набегающего потока 50 м/с в диапазоне углов атаки от 6° до 18°, число Рейнольдса, посчитанное по хорде крыла, $Re=1.4\cdot10^6$. Была построена многоблочная структурированная сетка объемом 130 млн ячеек, которая использовалась для расчетов как с выдувом, так и без него. Расчеты проводились в рамках уравнений Рейнольдса (RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes) для сжимаемого газа с двухпараметрической SST моделью турбулентности для замыкания системы.

В результате проведенных исследований было установлено, что данный метод активного управления обтеканием позволяет затянуть критический угол атаки на 1 градус и увеличить максимальный коэффициент подъемной силы на 8.3% на режиме посадки.

Исследования проведены при финансовой поддержке государства в лице Минобрнауки России (идентификатор проекта RFMEFI62817X0007).

ПРИМЕНЕНИЕ ВИХРЕТОКОВЫХ МЕТОДОВ КОНТРОЛЯ В АВИАСТРОЕНИИ

Ю.В. Мантрова, Т.Ю. Наговицына (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Неразрушающий контроль авиационной техники является одной из важнейших областей, обеспечивающих ее безопасную эксплуатацию. Успешное решение задач применения авиационной техники и обеспечение безопасности полетов во многом зависит от ее надежности. Современные летательные аппараты обладают большой грузоподъемностью и дальностью полетов, имеют большие скорости и высокие маневренные качества. Силовые элементы конструкции летательных аппаратов подвергаются высочайшим статическим и механическим нагрузкам. Некоторые элементы конструкций испытывают сильнейшие вибрационные нагрузки. Все это может повлечь за собой возникновение ряда дефектов, например, усталостные трещины, которые могут привести к разрушению деталей. Одним из наиболее популярных путей решения данных проблем является своевременное обнаружение дефектов, что возможно только с применением дефектоскопии. Среди основных методов неразрушающего контроля, которые применяются в авиации в наши дни, можно назвать: ультразвуковой (акустический), визуально-оптический, вихретоковый, капиллярный, магнитопорошковый и рентгенографический методы. Применение метода вихревых токов совместно с другими методами неразрушающего контроля, например, такими, как ультразвуковой и капиллярный методы, позволит существенно увеличить качество контроля элементов на предприятиях, оценить послойное состояние детали по всей толщине.

Метод вихревых токов непосредственно в авиации применим для контроля конструкций из токопроводящих материалов, например, для дефектоскопии лопаток компрессора и турбины газотурбинных двигателей, барабанов колес, силовых элементов планера и др. Данный метод позволяет контролировать детали без удаления с них защитных покрытий, успешно выявляя поверхностные и подповерхностные дефекты, пористость, включения [1]. Токовихревой метод позволяет производить контроль труднодоступных участков, таких как внутренние поверхности силовых элементов через отверстия.

Метод вихревых токов играет важнейшую роль при технической диагностике узлов авиационной техники. Так в процессе эксплуатации проводится высокочастотный контроль вихревыми токами, выявляющий поверхностные дефекты усталостной и коррозийной природы на элементах шасси, двигателей, узлов управления, лопатках и др. В свою очередь, низкочастотный контроль многослойных неразъемных узлов успешно проводится для поиска подповерхностных дефектов, выявления таких повреждений как трещин под обшивкой или слоем герметика, обнаружения трещин в зоне заклепочных соединений и т.д.

На данный момент в мире существует огромное разнообразие вихретоковых приборов, которые могут успешно применяться для нужд авиастроения. Такие приборы способны обеспечивать решение большого спектра задач, решение которых остро стоит на предприятиях,

занимающихся изготовлением элементов летательных конструкций [2]. Вихретоковые методы используются для обнаружения несплошностей материалов (вихретоковая дефектоскопия), контроля размеров и параметров вибраций (вихретоковая толщинометрия покрытий и виброметрия), определения физико-механических параметров и структурного состояния (структуроскопия), обнаружения электропроводящих объектов (металлоискатели) и для других задач. Применение метода вихревых токов наряду с другими методами неразрушающего контроля позволит обеспечить наиболее полный анализ качества изготавливаемой продукции.

Литература:
[1] Неразрушающий контроль: Справочник: В 7 т. Под общ. Ред. В.В. Клюева. Т. 2: В 2 кн. – М.: Машиностроение, 2003. – 688 с.: ил.
[2] Методические рекомендации по применению вихретоковых измерителей электрической проводимости для контроля свойств немагнитных материалов деталей авиационной техники. П.И. Беда. Люберцы, 13 ГНИИ Минобороны России, выпуск №6519, 1992. – 108 с.

КВАЗИСТАТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ КАК АЛЬТЕРНАТИВА СТАТИЧЕСКОМУ ЭКСПЕРИМЕНТУ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛА В АДТ

В.Г. Марков, С.В. Свергун, Т.И. Трифонова, Д.В. Шуховцов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Известно, что основным видом испытаний для экспериментального получения аэродинамических характеристик в России и за рубежом являются статические испытания объектов в аэродинамических трубах. Один из главных недостатков статического эксперимента – ограничение, связанное с дискретностью шага изменения углов атаки, скольжения (например, в аэродинамической трубе АДТ Т-103 ЦАГИ минимальный шаг изменения угла атаки (скольжения) – 1 градус), и как следствие – отсутствие важнейшей информации о поведении аэродинамических характеристик внутри шага изменения угла атаки (скольжения). Экспериментальные исследования летательных аппаратов в аэродинамических трубах и в реальном полете показывают, что на отрывных режимах обтекания в продольных и боковых аэродинамических характеристиках имеют место скачкообразные переходы («катастрофы») из одного стационарного состояния в другое. Эти переходы происходят в быстрой временной шкале, и следовательно, в очень узком диапазоне углов атаки (скольжения). Другая проблема, связанная со статическими испытаниями, заключается в том, что в результате получают осредненные значения аэродинамических характеристик; при этом теряется важная информация о начале и развитии аэродинамической тряски по углам атаки (скольжения). Проведенные авторами многочисленные исследования различных классов летательных аппаратов показали, что перечисленных выше недостатков лишены квазистатические испытания, при которых исследуемый объект перемещается по углам атаки (скольжения) с малой постоянной угловой скоростью. Как показывает практика, для получения корректных результатов квазистатического эксперимента, необходим правильный выбор трех основных параметров: угловой скорости движения модели, частоты опроса при сборе данных и частоты среза фильтра при их последующей обработке. Тогда, в результате квазистатических испытаний выявляются особенности аэродинамических характеристик на отрывных режимах обтекания – сложные скачкообразные переходы, а также углы атаки (скольжения), при которых начинается аэродинамическая тряска и динамика ее развития. Полученные результаты необходимы при изучении вопросов устойчивости движения летательных аппаратов, а также для создания адекватной математической модели при решении различных задач динамики полета.

К РЕШЕНИЮ ВОПРОСОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СОВМЕСТИМОСТИ КОРАБЕЛЬНОГО ВЕРТОЛЕТА И ОБЪЕКТА ЕГО БАЗИРОВАНИЯ С ПОМОЩЬЮ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Л.А. Маслов, В.А. Жилкин (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

Под аэродинамической совместимостью здесь понимается соответствие параметров возмущенного ветра над взлетно-посадочной площадкой (ВППл) корабля их предельным значениям, указанным в Требованиях, разрешающих взлетно-посадочные операции вертолета конкретной марки, как безопасные. Соответствие устанавливается на основе сравнения предельных значений с полем возмущенных скоростей, возникающих над ВППл. В случаях превышения предельных значений возмущенными скоростями совместимость обеспечивается

пропорциональным снижением разрешенных параметров природного ветра. При таком подходе наиболее трудоемкой задачей оказывается получение достаточно достоверной многоточечной информации о полях возмущенных скоростей над ВППл проектируемого судна в широком диапазоне углов направления природного ветра.

Кроме традиционного решения этой задачи в интересах промышленности путем модельных измерений в АДТ авторы данного доклада занимались и расчетным получением необходимой информации на базе решений осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS-технологии), реализуемых существующими программными пакетами аэродинамики. При этом наиболее проблемным применительно к корабельным конфигурациям оказался вопрос выбора надлежащей модели турбулентности, влияющей, как оказалось, на достоверность результатов определения возмущенных скоростей. Для его выяснения выполнены систематические расчеты полей возмущенных скоростей над ВППл типового корабля типа фрегат с использованием нескольких известных моделей турбулентности, Для модели корабля имелись аналогичные данные измерений в АДТ. На основе сопоставления расчетных и опытных данных, вызвавшего некоторую коррекцию задаваемых параметров вычислительной схемы, была выбрана SST- модель турбулентности, как обеспечившая достаточную степень достоверности расчетных данных для рассмотренного корабля. Основные результаты этой работы опубликованы в докладе [1].

Отработанная в [1] расчетная схема без каких либо изменений, за исключением сеточного пространства, применена к определению полей скоростей над ВППл проекта научно-исследовательского судна, модель которого прошла обследование полей скоростей в АДТ с рекомендациями ввода ограничений параметров природного ветра, разрешенных для безопасного проведения взлетно-посадочных операций. С точки зрения рассматриваемой проблемы совместимости основными отличиями конфигурации этого судна от фрегата было близкое расположение ВППл к кормовой стенке надстройки, переходившей выше надстройки в кормовую стенку массивного основания мачтового сооружения значительных размеров, что способствовало росту вертикальных скосов в районе ВППл, значения которых и вызвали указанные выше ограничения. В целом измеренные поля скоростей в основном совпали с расчетными, за исключением отдельных компонентов в зонах наибольших возмущений над ВППл. Их расхождения, не превышающие 10% скорости ветра, можно было бы попытаться сократить коррекцией сеточного пространства или иных параметров вычислительной схемы. С другой стороны эти расхождения подтверждают рекомендации доклада [1] о целесообразности совместного использования в подобных работах для промышленности физического и математического моделирования.

Рассмотрена целесообразность применения расчетной методологии для оценки эффективности вновь предлагаемых проектных решений, направленных на снижение возмущений. Ее сравнительный характер позволяет предполагать исключение влияния на результат возможных мелких погрешностей расчетных схем. В качестве примера рассмотрена возможность снижения упомянутых выше критических значений вертикальных скосов за счет увеличении притока встречного ветра в отрывную зону над ВППл судна. Расчет варианта, отличающегося от исходного применением аэродинамически прозрачной балочной конструкции вместо упомянутого выше сплошного основания мачтового сооружения, показал возможности сокращения вертикальных скосов на высоте расположения нижнего ротора вертолета типа Ка-32 практически вдвое и расширения, тем самым, области аэродинамической совместимости вертолета и данного судна.

Литература:
1. Жилкин В.А., Маслов Л.А. О применимости существующих программных пакетов вычислительной аэродинамики к оценке ветровых условий безопасности взлетно-посадочных операций корабельного вертолета // Сб. докладов XII международной научной конференции по амфибийной и безаэродромной авиации «Гидроавиасалон-2018».– М.; ЦАГИ, 2018, с. 192-196.

КЛАССИФИКАЦИЯ ТОЧНОСТИ РАСЧЁТА ПРИ СОВМЕСТНОМ ИСПОЛЬЗОВАНИИ С ЭКСПЕРИМЕНТОМ

С.В. Матяш (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В концепции Электронной Аэродинамической Трубы [1], развитой в работе [2], существенным является совместное использование расчёта и эксперимента. Специальные исследования по точности расчёта, такие как [3-5], для распространённых численных методов проводятся нечасто. Однако в этом вопросе возникают нюансы. Например, при точности измерения в эксперименте коэффициента сопротивления c_x, равной 0.0001 (1 каунт), и абсолютной (теоретически) точности расчёта, можно получить низкую точность совпадения с экспериментальными данными (до 50 каунтов для планера самолёта). Это возникает, например, из-за недостаточно корректно сформулированных или недостаточно подробно смоделированных граничных условий. Что в данном случае называть точностью расчёта? И как при этом использовать расчёт в эксперименте? Предлагается достаточно обоснованная классификация точности расчёта при совместном использовании с аэродинамическим экспериментом.

На примере модели CRM [6] (Common Research Model) показано, что точность практического расчёта получения расчётных значений (например, c_x при постоянном c_y) заключает: предельные значения точности для сетки данного качества – 0.00015 для c_x и 0.0025 для c_y; точность повторяемости расчёта – 0.0001 для c_x и 0.0007 для c_y; точность адекватности по отношению к эксперименту – 0.0001-0.0003 для c_x; точность расчёта по совокупности измерений в различных АДТ – 0.004 для c_x.

Приведённые точности отличаются порядками величин. Нельзя оценивать точность в данном случае максимальной величиной и считать, что точность расчёта порядка 40 каунтов (она, кстати, может зависеть от экспериментальной выборки [5]). Необходимо всегда приводить весь набор точностей, так как при оценке различных рассматриваемых вариантов сравнений само понятие точности принципиально меняется.

Литература:
1. S. Bosniakov. Experience in integrating CFD to the technology of testing models in wind tunnel // Progress in Aerospace Sciences. – 1998. № 34. – p. 391-422.
2. V. Neyland, S. Bosniakov, S. Glazkov, A. Ivanov, S. Matyash, S. Mikhailov, V.Vlasenko. Conception of Electronic Wind Tunnel and First Results of Its Implementation // Progress in Aerospace Sciences. – 2001. № 37. – p. 121-145.
3. А.А. Бабулин, С.М. Босняков, С.В. Матяш, С.В. Михайлов. Оценка точности результатов расчётов с применением EWT// “Труды ЦАГИ”. 2007. Вып. 2671, с. 126-142.
4. К.С. Анисимов. Исследование точности расчёта параметров потока на входе плоского сверхзвукового воздухозаборника// “Труды ЦАГИ”. 2011. Вып. 2692, с. 102-116.
5. С.М. Босняков, А.Р. Горбушин, И.А. Курсаков, С.В. Матяш, С.В. Михайлов, В.Ю. Подаруев. О верификации и валидации вычислительных методов и программ на основе метода Годунова// Учёные Записки ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII, № 7, с. 3-17.
6. I.A. Kursakov, A.R. Gorbushin, S.M. Bosnyakov, S.A. Glazkov, A.V. Lysenkov, S.V. Matyash, A.V. Semenov, J. Quest. A numerical approach for assessing slotted wall interference using the CRM model at ETW // CEAS Aeronautic Journal. 2017, DOI 10.1007/s13272-017-0248-1, p. 3-22.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА В УСТАНОВИВШЕМСЯ ШТОПОРЕ

М.С. Махнев (ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», г. Москва),
О.В. Павленко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Проведено численное исследование обтекания пассажирского самолета в установившемся штопоре с целью определения его аэродинамических сил и моментов.

Для построения математической модели аэродинамики, а также определения устойчивости движения самолета и применения критериев устойчивости в проектировании необходимо знание производных коэффициентов аэродинамических сил и моментов по компонентам угловой скорости в связанной с самолётом прямоугольной декартовой системе координат [1, 2].

Движение самолета в установившемся штопоре смоделировано с использованием метода контрольных объемов, примененного для двух расчетных областей: в расчетной подобласти вокруг модели самолета задано вращение с постоянной угловой скоростью, которая находится во внешней расчетной области с набегающим потоком.

Расчет выполнен с использованием блочно-структурированных сеточных моделей, содержащих около двадцати миллионов контрольных объемов, в программе ANSYS FLUENT, на основе численного решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, с привлечением модели турбулентности *k-ε Realizable* и пристеночных функций *Enhanced Wall Treatment*.

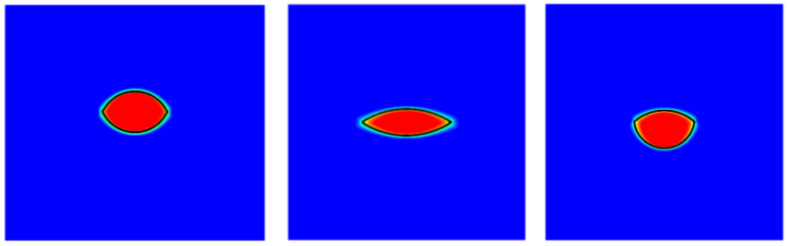
В ходе расчетов были определены распределенные аэродинамические характеристики модели самолета на больших углах атаки и с учетом вращения. Результаты работы легли в основу анализа картины обтекания самолета в установившемся штопоре и использовались в качестве исходных данных для определения аэродинамических нагрузок на части его конструкции.

Литература:
1. Авиация общего назначения. Рекомендации для конструкторов. Под редакцией В. Г. Микеладзе. – М.: изд. ЦАГИ, 1996.
2. Головкин М.А., Ефремов А.А. Оценка производных аэродинамических сил и моментов по компонентам угловой скорости модели самолета в широком диапазоне углов атаки // Ученые записки ЦАГИ. 2003. Т. XXXIV, № 3-4.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕРХНОСТНОГО НАТЯЖЕНИЯ В РАСЧЕТАХ МНОГОФАЗНЫХ СЖИМАЕМЫХ СРЕД НА ЭЙЛЕРОВЫХ СЕТКАХ

И.С. Меньшов (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва; НИИСИ, г. Москва),
Ч. Чжан (МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва)

В данной работе рассматривается численный подход к моделированию сжимаемой гетерогенной многофазной среды с разделяющими компоненты межфазными границами (интерфейсами), на которых необходимо учитывать эффект поверхностного натяжения. Мы используем эйлеровы сетки, не согласованные с границами фаз, и модель диффузной границы для описания интерфейсов, которая основана на односкоростной редуцированной модели многофазной среды [1]. При таком подходе описание поверхностного натяжения может быть выполнено с помощью модели непрерывно распределенной объемной силы (continuum surface force, CSF), первоначально предложенной для двухфазной несжимаемой среды [2]. В работе мы обобщаем этот подход на случай произвольного числа сжимаемых фаз. Для этого путем расщепление коэффициентов поверхностного натяжения между фазами вводятся эффективные коэффициенты, связанные с поверхностным натяжением отдельных фаз. С помощью этих коэффициентов определяется термодинамически согласованная энергия поверхностного натяжения для каждой фазы. В результате получается замкнутая диффузная модель течения сжимаемой многофазной среды с интерфейсами, учитывающая поверхностное натяжение обобщенным методом CSF. Обсуждаются также вопросы, связанные с учетом в предложенной модели вязких эффектов. Распределение фаз в рассматриваемой модели определяется функциями порядка, имеющими смысл объемных долей фаз и удовлетворяющими уравнениям адвекции. Для последних необходимо выполнение условий нормировки (сумма равна единице) и положительности (значения между нулем и единицей). Для того, чтобы гарантировать выполнение этих условий при численном решении уравнений модели, предлагается в численном методе вместо решения уравнения адвекции для объемных долей использовать решение для характеристических функций – специальных рациональных функций от объемных долей [3]. Доказывается, что при таком подходе свойства нормировки и положительности в численных решениях будут выполняться гарантировано. Предложенная численная модель и метод тестируются на ряде задач течения многофазной среды. На Рис. 1 представлено численное решение по предложенной методике задачи о жидкой линзе, в которой происходит выход на равновесную конфигурацию среды из трех фаз с разными коэффициентами поверхностного натяжения. В таблице приведены численные и теоретические значения разницы давлений на интерфейсе. Полученные результаты демонстрируют хорошую точность предложенной численной модели.



σ_{12};σ_{13};σ_{23} = 200:240:240 σ_{12};σ_{13};σ_{23} = 200:240:240 σ_{12};σ_{13};σ_{23} = 200:240:240

Рис. 1. Численное решение задачи о жидкой линзе. Сплошные черные линии – теоретические результаты

Таблица – Численные и теоретические значения разницы давлений на интерфейсе.

σ_{12}; σ_{13}; σ_{23}	Численные результаты P_3-P_1 ; P_3-P_2	Теоретические результаты $\sigma_{13}/R_{13}=\sigma_{23}/R_{23}$	Погрешность
200; 240; 240	348.55; 351.07	363.10	4.00%; 1.10%
200; 120; 120	1692.81; 1693.87	1703.30	0.61%; 0.55%
200; 240; 160	1211.93; 1213.78	1259.99	3.81%; 3.66%

Литература:

1. Kapila A.K., Menikoff R., Bdzil J.B., Son S.F., Stewart D.S. Two-phase modeling of deflagration-to-detonation transition in granular materials: Reduced equations // Physics of Fluids, 2001, v. 13, p. 3002-3024.
2. Brackbill J.U., Kothe D.B., Zemach C. A Continuum Method for Modeling Surface Tension // J. Comput. Phys., 1992, v. 100, p. 335-354.
3. Zhang Ch., Menshov I.S. Continuous Method for Calculating the Transport Equations for a Multicomponent Heterogeneous System on Fixed Euler Grids // Mathematical Models and Computer Simulations, 2019, v. 4.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВНУТРЕННИХ ПЕРЕГОРОДОК НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

М.А. Меняйлов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Одним из интенсивно исследуемых в настоящее время способов проектирования сверхзвуковых воздухозаборников является использование поверхностей тока известных течений, в частности, конического течения, формируемого при обтекании осесимметричного диффузора Буземана [1]. Такое пространственного воздухозаборное устройство (ВЗУ) было выбрано в качестве одного из вариантов для проекта модернизированного варианта высокоскоростного гражданского самолёта «ВГС-2» [2]. Компоновка данного ЛА является интегральной, и предварительное сжатие потока перед ВЗУ производится носовой частью фюзеляжа.

Известно, что при исследованиях подобных воздухозаборных устройств возникают проблемы с запуском. Возможной причиной этого является наличие поперечных течений [3]. Их возникновение связано с конической природой базового течения и с тем, что на поверхности ВЗУ наблюдаются поперечные к потоку составляющие градиента давления. Они способствуют отклонению пристеночных линий тока к плоскости симметрии воздухозаборника (рис. 1а). Скопления линий тока в центре приводит к образованию большого отрывного «пузыря». Его наличие препятствует расчетному режиму работы воздухозаборного устройства.

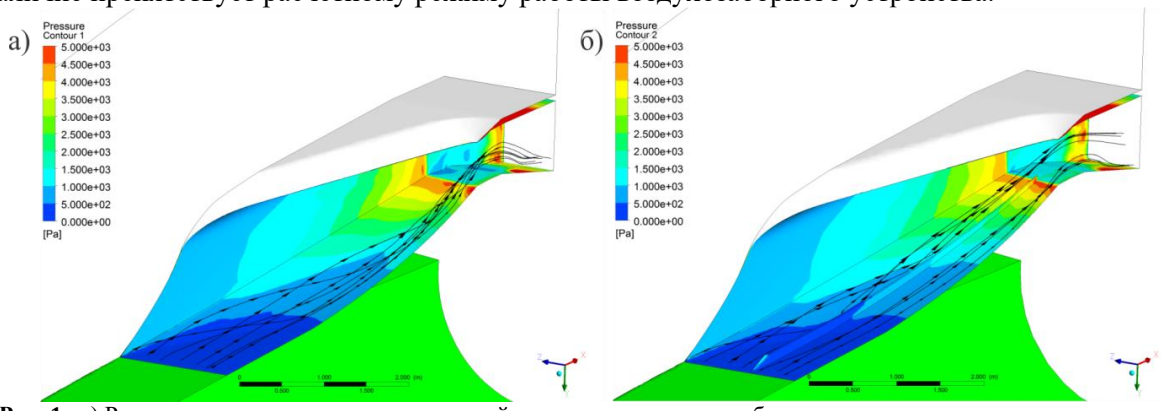


Рис. 1. а) Распределение давления на внутренней поверхности воздухозаборника и линии тока вязкого течения при отсутствии перегородок. б) Распределение давления на внутренней поверхности воздухозаборника и линии тока вязкого течения при наличии перегородок высотой 10% от высоты ВЗУ, расположенных на расстоянии 20% ширины ВЗУот плоскости симметрии

С таким явлением можно пробовать бороться, поставив продольные перегородки и изменив при этом пристеночное распределение давления. Перегородки могут быть построены вдоль линий тока невязкого течения, чтобы не вносить больших возмущений в основной поток. При наличии перегородок меньшая часть линий тока собирается к плоскости симметрии (рис. 1б). Поэтому отрывной «пузырь» у плоскости симметрии становится меньше, хотя возникают меньшие отрывные «пузыри» в окрестностях перегородок. Полученные результаты позволяют надеяться на улучшение характеристик запуска воздухозаборника.

Литература:
1. Буземан А. Осесимметричное коническое сверхзвуковое течение // Газовая динамика. М: Изд-во иностр. лит., 1950, с. 197-218.
2. В.И. Бузулук, Н.В. Воеводенко, А.А. Губанов, М.А.Меняйлов, А.В. Панюшкин, В.А. Талызин. Интегральная аэродинамическая компоновка высокоскоростного ЛА с конвергентным воздухозаборником // XXIX научно-техническая конференция по аэродинамике, д. Богданиха, 1 – 2 марта 2018 г.
3. Karl S., Steelant J. Crossflow phenomena in streamline-traced hypersonic intakes // AIAA Journal of Propulsion and Power, 0748-4658, 2017, pp 1-11.

ПРИМЕНЕНИЕ ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ КАБРИРУЮЩЕГО МОМЕНТА НОСОВОЙ ЧАСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

А.Л. Митин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Задача выбора оптимальной формы носовой части летательного аппарата приобрела особую актуальность в эпоху бурного развития сверхзвуковой авиации во второй половине XX века. В ходе эволюции компоновок сверхзвуковых самолетов наблюдалась обусловленная новыми техническими требованиями тенденция к увеличению влияния носовой части на показатели аэродинамического совершенства. Это было связано как с существенным увеличением вклада носовой части в сопротивление планера на сверхзвуковых скоростях, так и с тенденцией к более плотной группировке несущих и стабилизирующих поверхностей самолета вблизи его центра масс, из-за чего плечо аэродинамической силы, действующей на носовую часть, может зачастую превышать плечи сил, действующих на консоли хвостового оперения.

Увеличение влияния носовой части на показатели аэродинамического совершенства компоновки сверхзвукового самолета и комплексный характер этого влияния обуславливают необходимость применения современных методов оптимизации для определения ее рациональных геометрических параметров. В настоящее время это становится особенно актуальным для сверхзвуковых малоразмерных административных самолетов.

В настоящей работе с помощью генетического оптимизационного алгоритма решена задача уменьшения кабрирующего момента заостренной носовой части сверхзвукового самолета на режиме горизонтального полета при M = 1.2. Для оценки целевой функции использован высокопроизводительный метод расчета интегральных аэродинамических характеристик, основанный на теории тонкого тела и правиле эквивалентности. При решении задачи учтены габаритные ограничения, обусловленные функциональным назначением носовой части, а также ограничение на величину волнового сопротивления.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БАЗИРОВАНИЯ САМОЛЕТОВ МВЛ НА КОРОТКИХ ВПП ТРАДИЦИОННЫМИ СПОСОБАМИ

Ю.С. Михайлов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Возможность эксплуатации самолетов на коротких взлетно-посадочных полосах без неоправданного ухудшения крейсерских характеристик определяется как выбором геометрических параметров крыла, так и его аэродинамическими характеристиками. На сокращение взлетной дистанции важное влияние оказывает также величина тяговооруженности самолета.

Для рассматриваемого легкого самолета местных воздушных линий (МВЛ) Л 410 УВП (рис. 1) с взлетной массой G_o=6600 кг рассмотрены возможные технические решения сокращения взлетно-посадочных дистанций, включающие:

- разработку высоконесущих профилей ($\bar{c}$ =0.18 и 0.14) с умеренными значениями сопротивления в крейсерском диапазоне коэффициента подъемной силы,
- проектирование эффективной механизации крыла в виде однощелевых выдвижных закрылков типа Фаулера,
- управление подъемной силой крыла с целью обеспечения захода на посадку по крутой траектории.

Высокий уровень несущих свойств нового крыла: Cy_{max}=1.96 ($\delta з$=0), 2.74 ($\delta з$=18°) и 3.06 ($\delta з$=35°), значительно превышающий аналогичные значения исходного крыла (1.61, 1.99 и 2.4), в сочетании с умеренным сопротивлением на взлете и увеличенным углом наклона глиссады (θ=7°) при заходе на посадку обеспечивают значительное сокращение дистанций взлета и посадки, а также потребной длины ВПП по сравнению с исходным крылом.

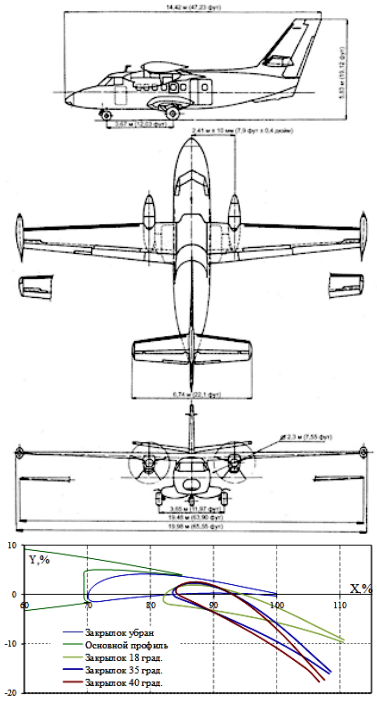


Рис. 1.

Дистанции / длина ВПП	Исходное крыло ($\bar{L}з$=0.5)	Новое крыло ($\bar{L}з$=0.617)	ΔL, м	ΔL, %
Lвд, м	565	507	58	10.2
Lпд, м (θ=7°)	500	437	63	126
$L_{ВВП}$= (1.67× Lпд,), м	835	730	105	12.6

Увеличение размаха механизации ($\Delta \bar{L}з$=0.117) в новой компоновке крыла за счет сокращения размаха элерона с 40% до 28% может быть компенсировано использованием профилированной щели на больших углах отклонения (щелевой элерон, $\delta_{эл}$=35-40°), а также применением поворотного интерцептора, установленного перед носовой частью внешней секции закрылка.

ВТОРИЧНАЯ ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ В АДТ

Ю.С. Михайлов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В некоторых случаях результаты, полученные в экспериментальных исследованиях, имеют нерегулярный характер поведения с случайными отклонениями от видимой общей закономерности. Источниками случайных погрешностей могут быть как погрешности измерительного комплекса, так и нестационарный характер поведения аэродинамической нагрузки, действующей на модель. Первые вызваны неизбежными погрешностями измерения сил и моментов с использованием штатных весов, работающих в нижнем диапазоне измеряемых нагрузок, вторые — особенностями конструкции испытываемых моделей, в частности недостаточной жесткостью как элементов компоновки модели, так и механической связи между ними.

Для минимизации этих ошибок в результатах испытаний может быть использована процедура сглаживания на основе алгоритма Гаусса. В этом алгоритме сглаженное значение в каждой экспериментальной точке вычисляется как весовое среднее от всего набора данных с ядром в виде функции Гаусса.

В качестве примера на рис. 1 приведены результаты применения функции Гаусса для сглаживания коэффициентов сил и моментов модели легкого ЛА, испытанного в АДТ Т-101 во взлетной конфигурации с отклонением элерона на левой консоли крыла. Там же приведены значения следующих величин:

коэффициентов корреляции (Cy_cor, Cx_cor, mz_cor …) между экспериментальными и сглаженными данными (чем ближе коэффициент корреляции к единице, тем меньше происходит сглаживание экспериментальных данных),

среднеквадратических отклонений экспериментальных данных от сглаженных значении (Err_Cy, Err_Cx, Err_mx …)

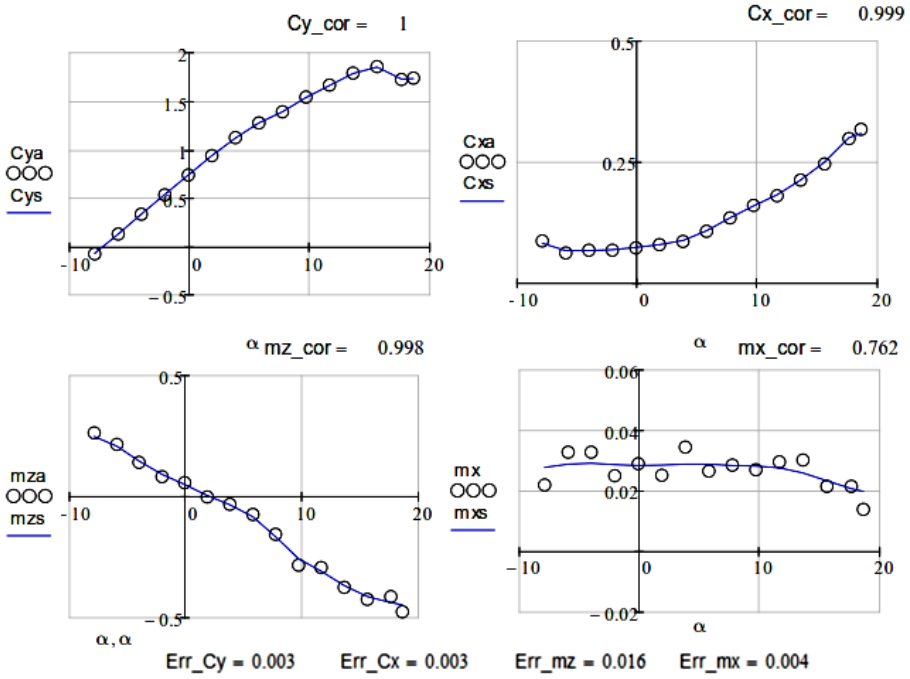


Рис. 1

Как показано на рисунке наибольший «разброс» экспериментальных данных имеет место в значениях момента крена (mx_cor≈0.762), сглаженная зависимость которого (mxs(α)) в целом отражает снижение эффективности элерона после возникновения отрыва на крыле на углах атаки α > 8°.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УСКОРЕНИЙ И СИЛ РЕАКЦИЙ В УЗЛАХ КРЕПЛЕНИЯ ДВУХ ТЕЛ, ЖЕСТКО СОЕДИНЕННЫХ СТАТИЧЕСКИ НЕОПРЕДЕЛИМОЙ СИСТЕМОЙ СВЯЗЕЙ

И.В. Морозова, В.И. Садчиков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В ряде случаев возникает необходимость в математическом моделировании динамики пространственного движения авиационной системы, состоящей из двух, жестко связанных между собой летательных аппаратов (ЛА), например, самолета-носителя (С-Н) и транспортируемого им авиационного груза. При этом С-Н и груз, могут быть соединены статически неопределимой системой идеальных связей и иметь сопоставимые массово-инерционные характеристики. Практически важной является также задача оценки прочностных характеристик узлов крепления ЛА, которая может быть получена на основе знания о величинах сил реакций в узлах связи ЛА.

В данной работе для таких систем предложен подход, позволяющий аналитически разрешить уравнения несвободного движения носителя и груза относительно их линейных и угловых ускорений и привести к виду удобному для численного интегрирования на ЭВМ. Для этого вводится понятие обобщенной точечной связи. Её физический смысл заключается в том, что произвольная в количественном и конструктивном отношении система связей заменяется эквивалентной одноточечной связью, которая удовлетворяет геометрическим и кинематическим условиям связи ЛА и генерирует суммарное воздействие внутренних сил и моментов на движение каждого ЛА. В результате установлена обобщенная векторно-матричная форма уравнений, которая может быть использована для рассмотрения движения двух жестко связанных тел в общем виде без учета конструктивных особенностей конкретной системы узлов. Для определения силы и момента реакции обобщенной связи получены аналитические соотношения, зависящие от внешних сил и моментов, действующих на ЛА, массово-инерционных характеристик и относительного положения на ЛА обобщенной связи. Расчет реакций конкретной системы связей производится независимо от решения уравнений движения по заданным величинам реакций обобщенной связи. Полученные для расчета аналитические выражения учитывают конструктивные особенности каждого конкретного узла, а также степень

статической неопределенности задачи, для исключения которой используется метод, рассмотренный в работе [1].

Литература:
1. Овчинников В.В., Садчиков В.И. Метод исключения статических неопределенностей в задачах механики несвободного твердого тела. Ученые записки ЦАГИ, т.XVIII, №6, 1987.

ВЛИЯНИЕ ПОЛЕТНЫХ УСЛОВИЙ НА ШУМ ВИНТОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

П.А. Мошков (АО «ГСС», г. Москва)

Исследования акустических характеристик легких винтовых самолетов и беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) выполняют как в летных, так и в наземных испытаниях. Исследования акустических характеристик винтовых БПЛА небольших размеров и отдельно винтовых движителей, как правило, выполняют в заглушенных камерах [1]. При этом всегда возникает вопрос пересчета данных, полученных в наземных или лабораторных условиях на полетные, в частности, при оценке границ слышимости и заметности винтовых БПЛА [2]. Помимо учета эффекта Доплера, поглощения звука в атмосфере и вблизи поверхности земли, а также интерференции прямого и отраженного сигналов в точке наблюдения, необходимо также учитывать эффекты, возникающие при формировании акустического поля летательного аппарата в условиях полета в реальной турбулентной атмосфере.

- Влияние угла атаки воздушного винта (угла тангажа летательного аппарата) [3].
- Влияние компоновки воздушного винта [4] и особенности экранирования излучения воздушного винта элементами планера при наличии набегающего потока [5].
- Влияние интенсивности и масштаба турбулентности набегающего потока на шум воздушного винта при полете на высотах ниже 500 метров.
- Непостоянство частоты вращения малоразмерных винтов неизменяемого или фиксированного шага в условиях полета в турбулентной атмосфере.
- Особенности акустики винтов при работе в статических условиях. При работе воздушного винта в статических условиях развивается максимальная тяга, но тяговая мощность при этом равна нулю. К тому же в полетных условиях масштаб турбулентности набегающего на диск винта потока существенно ниже, чем в статических условиях. И роль шума от неустановившейся аэродинамической нагрузки на лопастях винта существенно ниже в полетных условиях. Эти факторы определяют отличия характеристик акустического поля воздушных винтов в полетных и статических условиях.
- Влияние полетных условий на шум поршневых двигателей. В полетных и в статических условиях, несмотря на равенство частот вращения, двигатель работает по различным частично скоростным характеристикам. При наличии потока двигатель является менее нагруженным, что приводит к снижению интенсивности излучения и изменению характеристики направленности [6, 7].
- Влияние шума обтекания планера.

Отмеченные особенности влияния полетных условий необходимо учитывать при расчете шума винтовых летательных аппаратов на местности [8, 9].

Литература:
1. Беляев И.В. и др. Исследование акустических характеристик беспилотного летательного аппарата «Птеро-G0» в заглушенной камере АК-2 // Вестник МАИ. 2017. Т. 24. № 4. С. 52-62.
2. Мошков П.А., Самохин В.Ф., Яковлев А.А. Выбор критерия слышимости беспилотных летательных аппаратов с винтомоторной силовой установкой // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 2. С 3–9.
3. Kelly J.J., Nguyen L.C. Influence of Shaft Angle of Attack on Sound Radiation by Subsonic Propellers // Journal of Aircraft. 1997. Vol. 34, No. 4. pp. 539-544. https://doi.org/10.2514/2.2206
4. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Исследование влияния зазора между толкающим воздушным винтом и крылом на уровень шума легкого самолета на местности // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47. № 6. С. 55-60.
5. Остриков Н.Н., Денисов С.Л., Медведский А.Л. Экспериментальное изучение эффекта экранирования авиационных источников шума на маломасштабных моделях // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2016. № 45. С. 152-174.
6. Мошков П.А. О направленности акустического излучения винтомоторных силовых установок // Вестник УГАТУ. 2017. Т. 21. № 1 (75). С. 118-127.
7. Мошков П.А. Энергетические характеристики акустического поля винтомоторных силовых установок // Вестник УГАТУ. 2018. Т. 22. № 4 (82). С. 87–93.
8. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Интегральная модель шума винтомоторной силовой установки // Инженерно-физический журнал. 2018. Т. 91. № 2. С. 353–360.
9. Дмитриев В.Г., Самохин В.Ф. Комплекс алгоритмов и программ для расчета шума самолетов на местности // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 2. С. 137–157.

ПЕРЕМЕЖАЕМОСТЬ И ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ ПРИ ПОВЫШЕННОЙ ВНЕШНЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Т.Т. Нгуен, Д.С. Сбоев (ФАЛТ МФТИ, г. Жуковский)

Предсказание ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое в условиях высокой степени турбулентности внешнего течения представляет собой актуальную проблему во многих задачах внутренней аэродинамики. В [1] была предложена статистическая модель для описания этого процесса в пограничном слое плоской пластины. В данном сообщении приводятся результаты экспериментов, предпринятых с целью проверки теоретических результатов [1].

Эксперименты проводились на модели плоской пластины в АДТ АТ-3 ФАЛТ МФТИ при скоростях потока U_0 до 14 м/с. Степень турбулентности *Tu* в рабочей части АДТ около 1%. Она могла быть увеличена при установке на срезе сопла турбулизирующих сеток. Измерения выполнены однониточным датчиком термоанемометра. В экспериментах измерялись профили пульсаций скорости u' в пограничном слое при различных значениях рассчитанного по длине числа *Re*, их нарастание и перемежаемость γ в процессе разрушения ламинарного режима.

Результаты измерений показали, что при умеренных γ и нарастании пульсаций в соответствии с линейным законом полученная в [1] универсальная зависимость

$$G = \ln\left[\frac{-\ln(1-\gamma)\cdot U_0^4}{u'^4\cdot \mathrm{Re}^{1/2}}\right] = -\frac{a_c^2}{2}\cdot\frac{U_0^2}{u'^2} + \ln\left(\frac{A}{a_c^4}\right)$$

действительно имеет место (см. Рис. 1). Полученные значения пороговой амплитуды a_c начала генерации турбулентных пятен и кинематической константы A для показанных на Рис. 1 режимов составили a_c = 0,31 и 0,30 и A = 5,24 и 0,45, что весьма близко к оценкам [1]. Однако во многих режимах измерений наблюдались сильные отклонения от этой зависимости. Это связано с нарушением основных предположений, принятых в [1]. В частности, гауссовость сигнала u' наблюдалась только в средней части пограничного слоя, нарастание пульсаций вида const·X также наблюдалось далеко не во всех экспериментах, универсальная зависимость для G плохо работает при больших значениях γ. Несмотря на это, при условии соблюдения заложенных в модель [1] предположений, она удовлетворительно предсказывает начало перехода в пограничном слое плоской пластины.

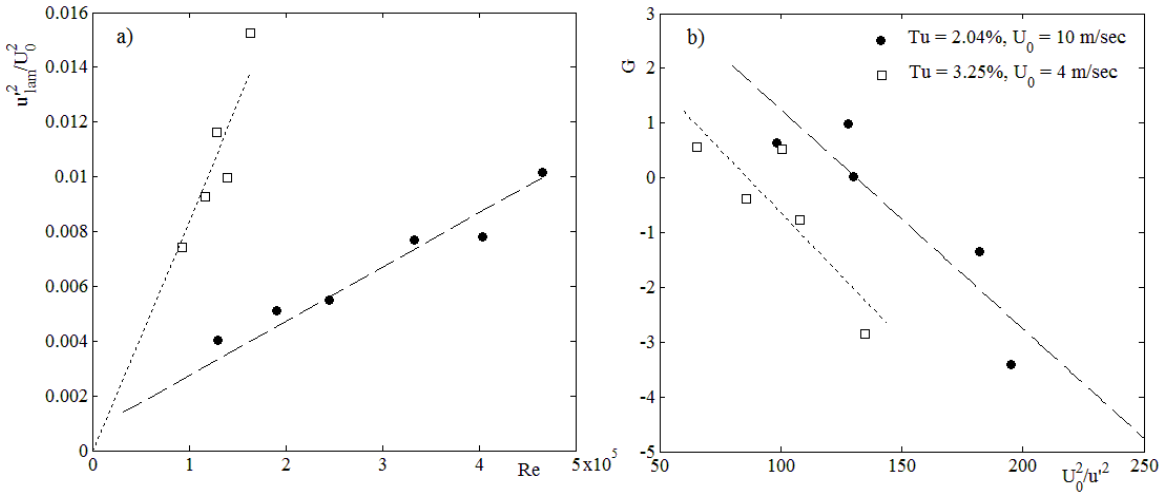


Рис. 1. Зависимости (*a*) квадрата пульсаций скорости от *Re* и (*b*) универсальные функции G для некоторых режимов эксперимента

Литература:
1. Устинов М.В.. Статистическое описание ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое при повышенной степени турюулентности внешнего потока // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. – 2013. – № .2. – С. 60-69.

ГЕНЕРАЦИЯ АВТОКОЛЕБАНИЙ И ЗВУКОВЫХ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ВОЛН КОНВЕКТИВНЫМИ ЧЛЕНАМИ УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

В.М. Овсянников

(МГАВТ – филиал ГУМРФ им.С.О. Макарова, г. Москва, НИНГ - филиал ТИУ, г. Ноябрьск)

Учебник Гидродинамика Л.Д.Ландау и Е.М.Лифшица [1] в параграфе 75 содержит вывод волнового уравнения из системы уравнений гидрогазодинамики, сделанный методом акустической аналогии Лайтхилла. В оригинальной работе Лайтхилла в системе уравнений неразрывности и движения проводилась линеаризация, затем брались производные по времени от уравнения неразрывности и по пространственным координатам от уравнения движения. Разность двух результатов давала волновое уравнение. Ландау и Лифшиц при линеаризации оставили в уравнении движения конвективные члены, которые у Лайтхилла выпадали, и получили неоднородное волновое уравнение, в неоднородной правой части которого оказался комплекс, содержащий суммирование по двум повторяющимся индексам. Вычисление этого комплекса привело к сумме якобианов второго порядка *J*. Волновое уравнение получило вид

$$c_0^{-2}\partial^2 p/\partial t^2-\partial p^2/\partial x^2-\partial^2 p/\partial y^2-\partial^2 p/\partial z^2= -2\,\rho_0 J,$$

где u, v, w - компоненты скорости вдоль осей x, y, z; p - давление, $J=\partial(u,v)/\partial(x,y)+ \partial(v,w)/\partial(y,z)+ \partial(w,u)/\partial(z,x)$ – сумма якобианов второго порядка вектора скорости, ρ_0 - средняя плотность, c_0 - скорость звука.

В статье [2], где проводилось это вычисление, эта сумма якобианов названа вибратором Ландау-Лифшица, так как интенсивность генерируемых периодических волн получается пропорциональной квадрату суммы якобианов второго порядка.

$$I[\text{Вт/м}^2]=[\,\rho_0 W^2/(16\,\pi^2\,c_0\,\boldsymbol{r}^2)]\;4J^2$$

Здесь W - объем, в котором сумма якобианов J имеет большое абсолютное значение; $\boldsymbol{r}$ - радиус-вектор точки наблюдения.

Наиболее простое аналитическое решение для интенсивности генерируемых периодических волн получается для плоского кругового течения, в котором вращение газа происходит по круговой траектории с угловой скоростью ω. Тогда якобиан вектора скорости равен квадрату угловой скорости, а интенсивность генерируемых волн становится пропорциональной четвертой степени ω.

Можно показать, что регуляризованные уравнения гидродинамики [3], проявляющие повышенную устойчивость решения к колебаниям, содержат в уравнении движения добавки, ослабляющие конвективные члены, генерирующие колебания.

Аналитический метод расчета интенсивности колебаний позволяет на простейших эталонных течениях тестировать сетку и шаги счета численных методов.

Литература:

1. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Гидродинамика. М. :Наука, 1986.
2. Овсянников В.М. Вибратор Ландау-Лифшица в уравнениях газовой динамики. Инженерный журнал: наука и инновации. Выпуск №4 (76)/2018. **DOI:** 10.18698/2308-6033-2018-4-1739
3. Шеретов Ю.В. Регуляризованные уравнения гидродинамики. – Тверь: Твер. гос. ун-т, 2016. – 222 с

ИНТЕРВАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ПРОЧНОСТИ КОМПОЗИТНОГО ПАКЕТА ДЛЯ ПЛАСТИНЧАТЫХ ЭЛЕМЕНТОВ МОДЕЛЕЙ

А.И. Олейников (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

При разработке летательных аппаратов (ЛА) большое значение имеют исследования характеристик аэроупругости на упруго- и динамически подобных моделях ЛА и его агрегатов в аэродинамических трубах. Необходимым условием достижения заданной точности моделирования современных ЛА является эффективное применение непрерывно-волоконных полимерных композиционных материалов (ПКМ) в элементах конструкций моделей для аэродинамических экспериментов. При оценке прочностных характеристик аэроупругих моделей используются критерии разрушения монослоя. К настоящему времени предложено достаточно много различных критериев.

Рассматривается критерий разрушения монослоя или однонаправленного композита в виде двух линейных условий Мора на площадках вдоль и поперек направления армирования. Эти условия дают значения прочности монослоя по условию разрушения волокон или матрицы. Получены расчетные значения прочности в случае одноосного сжатия или растяжения в плоскости монослоя под углом к направлению волокон. Расчетные данные сравниваются с

данными испытаний по разрушению образцов вырезанных в различных направлениях из однонаправленно армированного стеклопластика, боропластика и углепластика. Линейный критерий соответствует опытным данным примерно также одинаково, как и более сложные квадратичные критерии. Показано, что применение линейного критерия обеспечивает нижнюю (консервативную) оценку прочности. С другой стороны, кривая критерия Пака почти везде может быть принята в качестве оптимистической оценки - верхней оценки прочности. Интервальную оценку прочности $I(\sigma_L, \sigma_P)$ монослоя предлагается построить на основе линейного критерия σ_L [1]и критерия Пака σ_P (см., например, [2]).

Для случаев одноосного растяжения-сжатия σ_α пакета под углом α к направлению волокон слоев (0) приводятся конечные формулы для интервальной оценки первичной и вторичной прочности. В качестве примера приведем формулы для нижней оценки прочности по условию разрушения волокон монослоев $\psi = (0, +\varphi, -\varphi, 90)$:

$$\sigma^{f}_{L\psi} = \frac{\left|X_\psi\right| E^{\pm}_{\alpha h \varphi} \operatorname{sgn} \sigma_\alpha}{E_\psi \cos^4\beta \left[\cos^2\beta + \left(\left|X_\psi\right|/S\right) \left|\sin\beta \cos\beta\right|\right]}, \quad (\beta = \psi - \alpha)$$

а также верхней оценки по условию разрушения матрицы по моде А:

$$\sigma^{m}_{P\psi} = \frac{S E^{\pm}_{\alpha h \varphi}}{E_\psi \cos^4\beta} \left[sin\beta \sqrt{\left(\frac{S}{Y_T} - p^{(+)}_{12}\right)^2 sin^2\beta + cos^2\beta} \; + p^{(+)}_{12} sin^2\beta \right]^{-1}.$$

Здесь использованы стандартные обозначения, а выражение для $E^{\pm}_{\alpha h \varphi}$ приведено в [3].

Проанализированы пакеты с продольной, сдвиговой и квазиизотропной укладкой. Представлены кривые расчетной зависимости интервальной оценки от угла наклона нагрузки. Проведено сравнение с данными испытаний.

Представленные аналитические зависимости удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными и могут быть использованы для интервальной оценки прочности тонкостенных элементов конструкций из слоистых ПКМ.

Литература:
1. Rabotnov Yu.,N., Polilov A.N. Strength criteria for fibre – reinforced plastics // Fracture, 1977, v.3, p.1059-1065.
2. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. - М.: Физматлит, 2013. 272 с.
3. Олейников А. И Расчет характеристик упругости пакета из разномодульных на растяжение-сжатие композитных монослоев // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. XLIX. № 8. С. 78 – 88.

ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПКМ ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ПРИ ОДНООСНОМ РАСТЯЖЕНИИ ИЛИ СЖАТИИ

А.И. Олейников, Е.И. Калитин, Т.А. Кузьмина (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

При оценке прочностных характеристик аэроупругих моделей используются критерии разрушения монослоя. Для различных критериев получены расчетные значения прочности в случае одноосного сжатия или растяжения в плоскости монослоя под углом к направлению волокон. Определены углы направления нагрузки, при которых происходит смена механизма разрушения монослоя от разрушения волокон к разрушению матрицы согласно линейному критерию [1] и критериям Хашина – Ротема, Пака [2]. Указаны виды разрушения монослоя по Цаю – Хиллу [2]: от действия нормального напряжения вдоль волокон, касательного напряжения в плоскости слоя и нормального напряжения перпендикулярного направлению волокон. Также приведены моды А, В, С Пака разрушения матрицы. Представлена зависимость угла наклона плоскости разрушения для углепластика. При наступлении моды С наклон плоскости скачком изменяет свое значение от 0 до 26° и далее монотонно возрастает выпуклостью вверх асимптотически приближаясь к 55º. При сжатии монослоя перпендикулярно волокнам наклон поверхности разрушения наибольший. Кривая линейного критерия располагается не выше кривых остальных критериев. В случае, когда нужна нижняя оценка прочности следует пользоваться линейным критерием. Этот критерий дает консервативную оценку прочности монослоя.

Приведены графики изменения первичной и вторичной прочности пакетов с продольной, сдвиговой и квазиизотропной укладкой в зависимости от направления его одноосного растяжения-сжатия. Локальные минимумы вторичной прочности приурочены к случаям нагружения по биссектрисам углов укладки. Для этих направлений первичная и вторичная прочности пакета совпадают и их графики соприкасаются. Влияние продольной разномодульности монослоев [3] из углепластика на прочности пакета не существенно.

Проведено сравнение с данными испытаний пакета углепластика. Расчетные значения удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными и могут быть использованы для интервальной оценки прочности тонкостенных элементов конструкций из слоистых ПКМ.

Литература:
1. Rabotnov Yu.,N., Polilov A.N. Strength criteria for fibre – reinforced plastics // Fracture, 1977, v.3, p.1059-1065.
2. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. - М.: Физматлит, 2013. 272 с.
3. Олейников А. И Расчет характеристик упругости пакета из разномодульных на растяжение-сжатие композитных монослоев // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. XLIX. № 8. С. 78 – 88.

ЯВЛЕНИЕ ДВОЙНОГО «ВЗРЫВА» ВИХРЯ НА ТРЕУГОЛЬНОМ КРЫЛЕ ПРИ КРИТИЧЕСКИХ УГЛАХ АТАКИ И НУЛЕВОМ СКОЛЬЖЕНИИ

К.А. Осипов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе представлены результаты численного моделирования вихревого обтекания тонкого треугольного крыла малой толщины с углом стреловидности $\chi = 75°$ при дозвуковых скоростях $M = 0.15$ в широком диапазоне углов атаки $\alpha = 0 - 55°$ при нулевом угле скольжения с помощью $k - \omega$ SST модели турбулентности с коррекцией на кривизну линий тока. Результаты расчётов сравниваются с имеющимися экспериментальными данными как по интегральным характеристикам, так и по топологии течения и положению «взрыва» вихревых структур, сходящих с боковых кромок крыла.

По результатам численных расчетов получено, что стандартная $k - \omega$ SST модель турбулентности достаточно надежно описывает столь сложное нелинейной аэродинамическое явление, как разрушение структуры вихря. Однако $k - \omega$ SST модель даёт завышенные значения коэффициента вихревой вязкости, производства кинетической энергии турбулентности, турбулентных пульсаций скорости в ядре вихрей. В результате, точка «взрыва» вихря перемещается вверх по потоку практически линейным образом, что не согласуется с имеющимися экспериментальными данными. В работе показано, что введение коррекции на кривизну линий тока существенным образом влияет как на распределённые характеристики в ядре вихря, так и на положение «взрыва». Коррекция на кривизну линий тока значительно уменьшает уровень турбулентных пульсаций на оси вихря, соответственно уменьшается турбулентная диффузия импульса глобального течения. В результате удаётся корректно описать нелинейность в перемещении точки разрушения по углу атаки (Рис. 1).

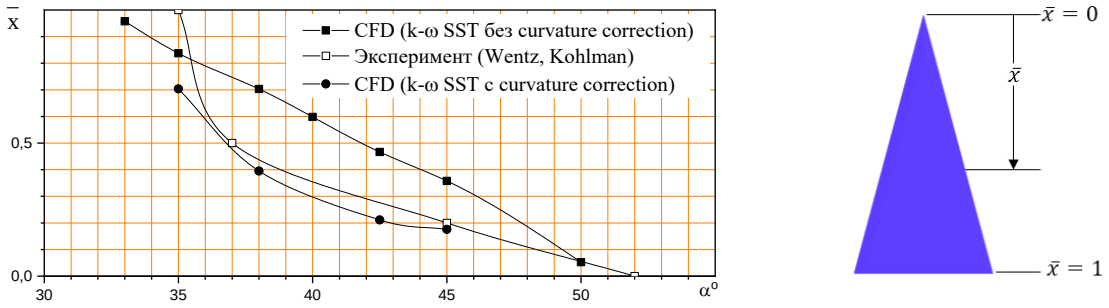


Рис. 1. Влияние процедуры коррекции $k - \omega$ SST модели турбулентности на положение «взрыва» вихрей

Кроме того, в расчётах впервые были получены как симметричное, так и несимметричное типы разрушения вихревых структур. При критических углах атаки $\alpha_{кр}$~45, 46, 47 и 48° и нулевом угле скольжения вихревые структуры разрушаются асимметричным образом, вероятно, вследствие достаточно близкого расположения друг к другу, взаимного влияния и чувствительности ядра потока к внешним возмущениям.

Более того, по результатам расчётов впервые было отмечено явление двойного «взрыва» вихря (Рис. 2), то есть вихрь разрушался дважды вдоль продольной оси. Показано, что данное решение не зависит от используемой сетки, то есть является действительно решением данной

системы нелинейных уравнений. Очевидно, что кроме асимметричного решения с правой несимметрией существует зеркально отражённое от плоскости симметрии решение с левой асимметрией. Это решение также было получено численно, что подтверждает достоверность результатов расчёта.

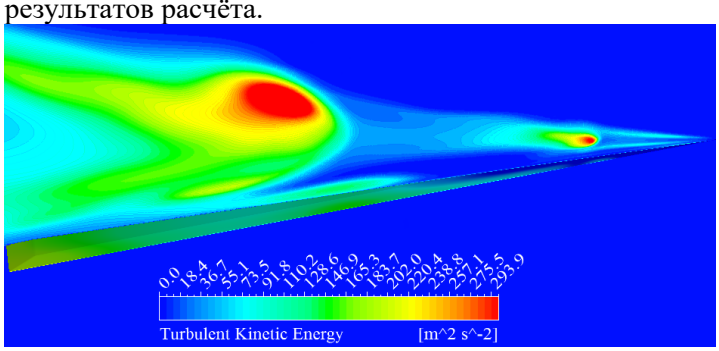


Рис. 2. Двойной «взрыв» вихря при критическом угле атаки $\alpha_{кр}$~45° и $\beta = 0°$

Безусловно, для подтверждения данного явления необходимо проведение тщательного эксперимента в аэродинамических трубах с визуализацией потока и измерением продольной и азимутальной компонент скорости при критических углах атаки, а также численных расчётов с использованием более универсальных подходов.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ, ОБТЕКАЕМЫХ ПОД УГЛОМ АТАКИ

Т.В. Погребная, С.Д. Шипилов (МК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

Рассматривается нестационарное обтекание винта сжимаемым газом. Принято, что движение винта относительно покоящейся системы координат задано и в момент времени t характеризуется векторами $V_0(t)$ поступательной скорости и $\Omega(t)$ угловой скорости, которые в течение рассматриваемого интервала времени могут существенно изменяться. Полагается, что эффекты вязкости существенны лишь в тонком пограничном слое у поверхностей лопастей винта и в сходящих с их кромок вихревых слоях. Вне этих областей течение газа безвихревое (потенциальное). Вихревые слои сходят с задних и боковых кромок лопастей винта, а при нестационарном обтекании они могут сходить и с части передней кромки любой из лопастей. Все сходящие с кромок вихревые слои моделируются бесконечно тонкими вихревыми поверхностями, на которых терпят разрыв потенциал скорости и тангенциальные компоненты скорости. В неподвижной системе координат потенциальное течение газа описывается волновым уравнением.

Для численного решения задачи применяется панельный метод. Панели диполей и источников размещаются на срединных поверхностях лопастей, на сходящих с кромок лопастей вихревых следах – только панели диполей. Расчет проводится для дискретных моментов времени, начиная с $t=0$, причем на каждом временном интервале $(t, t + \Delta t)$ расчет производится в три этапа.

На первом из них положение и интенсивности панелей диполей следа считаются известными из решения на предыдущих временных интервалах. Неизвестными величинами на этом временном шаге являются потенциалы панелей диполей и источников, расположенных на лопастях. Для определения их интенсивностей используется метод «косой» нормали. Граничные условия сносятся с верхней и нижней поверхностей лопасти на ее срединную поверхность без изменения направления нормали. В результате задача сводится к решения двух систем уравнений для определения интенсивностей диполей и источников. Коэффициенты матриц систем уравнений определяются на основе запаздывающих потенциалов.

На втором этапе определяется положение панелей следа к моменту $t+\Delta t$. Интенсивности панелей диполей, сходящих с кромок несущего элемента в след, должны быть равны интенсивностям панелей, расположенных на несущем элементе и примыкающих к кромкам схода, чтобы выполнялось условие Чаплыгина-Жуковского на кромках. Каждая из сходящих панелей как бы растягивается во времени: свободная ее часть движется вместе с газом, а часть, примыкающая к кромке, - с переносной скоростью кромки. Угловые точки сошедших ранее панелей движутся вдоль вектора абсолютной скорости. В результате, интенсивности панелей следа и их положение становятся известными к моменту $t+\Delta t$ и процесс повторяется. В начальный момент $t=0$ пелена отсутствует или известна.

На третьем этапе для расчета касательных напряжений на лопасти производится расчет пограничного слоя. В настоящей работе расчет проводился в ряде сечений лопасти на основе интегрального метода.

В работе приведены сопоставления результатов расчетов нескольких винтов с экспериментальными данными при углах атаки от 0 до 90°. Показано, что при наличии угла атаки на винте возникают дополнительные подъемная и боковая силы, причем для слабонагруженных винтов подъемная сила может достигать 50% силы тяги. С ростом нагруженности винтов отношение подъемной силы к силе тяги уменьшается. Следует отметить, что возникающие дополнительные нестационарные нагрузки на лопастях винта при углах атаки сопоставимы с нагрузками при осевом обтекании.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ ВЫСОКОНЕСУЩЕГО ТОЛСТОГО ПРОФИЛЯ НА ДОЗВУКОВЫХ И ТРАНСЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Б.Ф. Прысев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе [1] были исследованы аэродинамические характеристики малоразмерной модели маневренного самолета с крылом обратной стреловидности в аэродинамической трубе малых скоростей Т-103 ЦАГИ. Они показали, что при увеличении скорости набегающего потока (V = 30—60 м/с) в диапазоне углов атаки α =10—18° возрастает подъемная сила модели и имеет место существенное изменение в поляре. Из спектров, полученных с помощью шелковинок, было установлено, что это связано с особенностью обтекания крыла, а также с влиянием на него вихревого течения от наплыва. Чтобы уточнить и выяснить главные причины, приводящие к подобным изменениям в зависимостях коэффициента подъемной силы модели $Cy_a(\alpha)$ и поляры $Cy_a(Cx_a)$, по программе, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, выполнены расчётные исследования обтекания высоконесущего толстого профиля П-301 с относительной толщиной $\bar{c}$ =16%, из которого было скомпоновано крыло.

При анализе полученных картин местных чисел М было установлено, что при числе набегающего потока М=0.6 уже при нулевом угле атаки на верхней поверхности профиля недалеко от носка скорость достигает скорости звука. Для α =4° критическое число М существенно меньше и его значение составляет $M_{кр}$≈0.5. При числе набегающего потока М=0.6 и угле атаки α =6° из под скачка наблюдается отрыв потока, который распространяется практически на всю верхнюю поверхность профиля (рис.1). Это приводит к значительной потере несущих свойств профиля и возрастанию его сопротивления. Возникновение скачков уплотнения и отрыва пограничного слоя из под них может явиться причиной появления различных вибраций конструкции на реальном самолете. Величина коэффициента сопротивления при числе М=0.7 при нулевом угле атаки превышает почти в 2 раза уровень докритических значений.

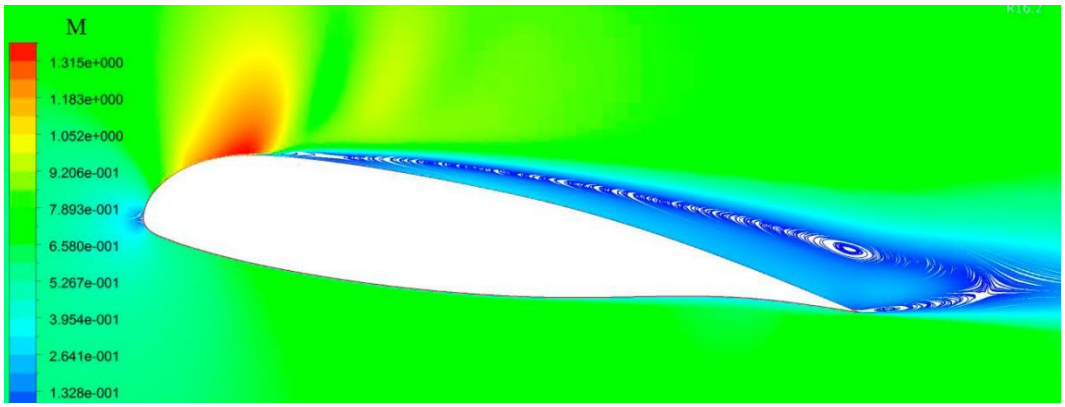


Рис. 1. Обтекание профиля при числе М=0.6 и угле атаки α=6°

Из расчетных картин линий тока и распределения коэффициента давления было выявлено, что с увеличением скорости с V = 30 м/с до 60 м/с происходит смещение точки отрыва потока на верхней поверхности профиля ближе к его задней кромке. Это способствует расширению области с безотрывным обтеканием, и, следовательно, росту подъемной силы, подобное увеличение которой было отмечено ранее при испытании модели самолета в аэродинамической трубе малых скоростей Т-103 ЦАГИ [1].

Таким образом, результаты расчетных исследований обтекания высоконесущего толстого профиля позволили выяснить одну из основных причин роста коэффициента подъемной силы модели в области умеренных α при увеличении скорости набегающего потока, а также прогнозировать критические значения чисел М для небольших ее углов атаки.

Литература:
1. Песецкий В.А., Прысев Б.Ф., Шокуров А.К., Гудилин Д.А. Исследование аэродинамических характеристик малоразмерной модели маневренного самолета с крылом обратной стреловидности в аэродинамической трубе Т-103 ЦАГИ // Техника воздушного флота. 2004. Т.LXXVIII, №1(666).

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОГО ОБЛИКА ПРЕОБРАЗУЕМОГО ЛА, ОСНАЩЕННОГО ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ С МНОГОВИНТОВОЙ НЕСУЩЕЙ СИСТЕМОЙ

А.В. Редькин, В.А. Анимица, М.М. Еремин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Большинство разрабатываемых в настоящее время концепций преобразуемых летательных аппаратов (ЛА) с гибридными силовыми установками (ГСУ) нацелены на создание аппаратов небольшой вместимости (1–5 человек) и дальности, что соответствует современному уровню мощностных характеристик электрических силовых установок. В настоящее же время класс ЛА вместимостью до 9 мест, обладающих возможностями вертикального взлета и посадки, весьма актуален для нашей страны и её отдаленных регионов с деградировавшей аэродромной сетью и безальтернативностью авиационного транспорта.

В выполненной в 2018 году НИР «Модерн» была рассмотрена концепция 9–ти местного преобразуемого ЛА с 4-х винтовой несущей системой со складывающимися и убираемыми вместе с электродвигателями подъемными винтами (ПВ) в обтекатели, закрепленные на концах крыла, с целью снижения аэродинамического сопротивления на крейсерском режиме полета.

В качестве основных исходных данных были приняты требования Министерства транспорта РФ к новым самолетам для местных авиалиний, включающие требования: увеличенной дальности полета ≥1400 км с полной полезной нагрузкой (9 пассажиров); крейсерской скорости не менее 300 км/ч; минимального веса пассажира с багажом - 100 кг; возможности эксплуатации с грунтовых, заснеженных площадок, безаэродромная эксплуатация.

Концепция разработана на базе серийного одномоторного самолета с турбовинтовым двигателем (ТВД) «Kodiak 100». Конструктивные доработки коснулись в-основном крыла, на котором и скомпонована несущая система. Прочность и масса агрегатов планера (фюзеляжа, оперения, шасси) увеличена эквивалентно росту нагрузки в связи с изменением взлетной массы. Удельная нагрузка на ометаемую винтами площадь, принята не более 90 кг/м^2, по условиям возможного базирования (влажный грунт, песок, гравий). Для обеспечения безопасности в случае отказа одного подъемного электродвигателя (ЭД) применена схема с 4-мя ПВ и 8-ю ЭД, в которой каждый винт приводится во вращение двумя ЭД. Электрическая мощность, необходимая для подъёмных ЭД на взлете и посадке обеспечивается на 50% генераторами с приводом от ТВД и на 50 % от аккумуляторной батареи.

С целью снижения нагрузок на втулку и лопасти подъемных винтов (ПВ) принята концепция конструкции двухлопастного винта на полукарданном подвесе с управлением общим шагом лопастей. Такая конструкция позволит исключить воздействие поперечного момента на вал ЭД, а возможность уменьшения шага винта – уменьшить нагрузки в конце переходного режима. Потребуется дополнительное оснащение втулки системой складывания лопастей и системой запирания горизонтального шарнира перед остановкой ПВ. Разработана конструкция и схема складывания ПВ, подана заявка на изобретение № 84/80–10–9634 от 15.11.2018.

Таблица 1 – Основные ЛТХ преобразуемого ЛА с останавливаемыми подъёмными винтами

Характеристика	Ед. измер.	Значение
Взлетный вес максимальный (вертикальный взлет)	кг	5670
Вес пустого снаряженного	кг	3778
Максимальная полезная нагрузка (9 пассажиров)	кг	900
Максимальный вес топлива	кг	1650
Взлетная мощность (режим висения)	л.с.	1468
Максимальная крейсерская скорость (при H=3000 м)	км/ч	360
Расход топлива (при H=3000 м, $V_{кр}$=300 км/ч)	кг/ч	186
Дальность с максимальным весом топлива	км	2221
Дальность при макс. пол. нагр., АНЗ-30 мин, H=3000 м, $V_{кр}$=300 км/ч	км	1430

Полученные в результате расчёта в соответствии с заданными исходными требованиями основные летно-технические характеристики (ЛТХ) разработанной концепции преобразуемого ЛА для местных авиалиний приведены в таблице 1.

Полученная расчетная взлетная масса многовинтового преобразуемого ЛА на 72% больше, чем у самолета Kodiak100, расчетная дальность с максимальной полезной нагрузкой (900 кг) для разработанной концепции и базового ЛА примерно одинакова. Однако, при этом преобразуемый ЛА с ГСУ обладает возможностью вертикального взлета и посадки, а также более высокими скоростными характеристиками, чем самолет. По сравнению с преобразуемым ЛА классической двухвинтовой схемы с поворотными винтами, многовинтовой ЛА с ГСУ имеет на 5-7% меньшую весовую отдачу, но более высокую надежность и безопасность полета.

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ФОРМИРОВАНИЮ ОБЛИКА СВЕРХЗВУКОВОГО КОНТУРА ТРЕХРЕЖИМНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ

А.С. Ртищева (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Современные задачи развития экспериментальной базы ЦАГИ и опыт работы с зарубежными партнерами показал, что в настоящее время большую популярность получают аэродинамические трубы (АДТ), рассчитанные на реализацию дозвуковых, звуковых и сверхзвуковых скоростей потока. Примерами таких труб являются: АДТ Т-109 ЦАГИ (рабочая часть 2,25×2,25 м; M=0,4…4,0); АДТ Lockheed США (рабочая часть 1,22×1,22 м; M=0,1…5,0); АДТ FL-24 HSAI Китай (рабочая часть 1,2×1,2 м; M=0,4…3,0); АДТ NAL Индия (рабочая часть 1,52×1,52 м; M=0,2…4,5) и др.

Проектирование перспективной трехрежимной АДТ прямоточного типа с размером рабочей части 1,2×1,2 м, предназначенной для проведения наземных испытаний моделей ракетно-космических и авиационных летательных аппаратов на числа M=0,2…4,0 (при параметрах торможения воздуха p_0=1,2…10 атм, T_0=270…320 К), требует решения ряда вопросов, в том числе, связанных с формированием облика рабочего тракта (сопло, рабочая часть, диффузор).

В работе изложены результаты расчетных исследований течения в сверхзвуковом контуре АДТ на режимы M=2; M=4. Показаны возможности получения достаточно равномерного течения в рабочей части с точностью реализации числа Маха в области размещения модели ΔM=±0,005 и эффективного торможения потока в сверхзвуковом диффузоре.

Анализировались различные геометрии и компоновки основных элементов рабочего тракта АДТ (рабочая часть с плоскопараллельными стенками; рабочая часть с раскрытием стенок в плоскости *XY* на угол, компенсирующий увеличение толщины вытеснения погранслоя по длине; различные варианты геометрии сверхзвукового диффузора; традиционные схемы контура рабочего тракта и схемы типа АДТ Т-116, где реализован изгиб стенок сверхзвукового диффузора в плоскости *XZ*).

Моделирование параметров течения в рабочем тракте (сопло, рабочая часть, диффузор) проводилось в программном комплексе ANSYS FLUENT. Расчеты выполнены в рамках трехмерной стационарной постановки задачи с использованием моделей турбулентности группы RANS.

Результаты исследования показали возможность применения как традиционных схем с изгибом стенок всего контура в плоскости *XY*, так и компоновок с изгибом стенок сверхзвукового диффузора в плоскости *XZ*.

Контур сопла, длиной порядка 11 м, полученный на основе методики В.П. Верховского [1], позволил получить качественное течение на входе в рабочую часть с малой неоднородстью поля в характеристическом ромбе.

Увеличение области характеристического ромба возможно за счет раскрытия стенок рабочей части на угол, компенсирующий увеличение толщины вытеснения погранслоя по длине. Показано, что для режима M=2 требуется плавное раскрытие стенок рабочей части в плоскости *XY* на угол $\alpha\approx0{,}26$ ° (для каждой стенки), а для режима M=4 на угол $\alpha\approx0{,}42$ °. Тогда в области размещения модели можно получить достаточно равномерное течение с точностью реализации числа Маха ΔM=±0,005.

Торможение потока осуществляется в диффузоре за счет серии косых скачков уплотнения. Переход течения из сверхзвукового в дозвуковое возможен при реализации значения

коэффициента восстановления давления ν>0,721 для режима M=2 и ν>0,139 для M=4. Показано, что наиболее предпочтительной является геометрия сверхзвукового диффузора с двумя точками изгиба и достаточно протяженным средним участком. Именно такой диффузор способен обеспечить минимальные потери полного давления при торможении потока.

Полученные результаты могут быть использованы как научно-техническое сопровождение проектных работ по созданию сверхзвукового контура перспективной трехрежимной АДТ.

Литература:
1. Верховский В.П. Методика расчета профилированных сопел аэродинамических труб. Монография «ЦАГИ – основные этапы научной деятельности 1993-2003». М., Физматлит, 2003.

РАСЧЁТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ СТЕНОК АДТ Т-106 НА РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

П.В. Савин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Одной из основных методических проблем в аэродинамическом эксперименте является вопрос влияния границ потока (стенок АДТ или границ свободной струи) на получаемые результаты. Этот вопрос, в частности, затрудняет прямое сравнение результатов расчёта и эксперимента. Одним из путей решения вопроса влияния границ является расчёт характеристик модели в рабочей части АДТ в сравнении с условно «безграничным» обтеканием. При такой постановке задачи вопрос задания условий на границах потока является определяющим, т.к. традиционные расчётные программы требуют для прямого моделирования огромные вычислительные и временные ресурсы, в силу сложности геометрии расчётной области.

В докладе рассматривается применение программного пакета с использованием автоматического построителя декартовых расчётных сеток для решения задач динамики жидкости и теплообмена, а также рядом инженерных приближений и упрощений, что позволяет производить расчёты геометрически сложных задач на сравнительно маломощных компьютерах с минимальными затратами времени на подготовку решения.

Показано, что использованный расчётный пакет позволил осуществить разрешение расчётной сеткой каждого отверстия перфорации, щелей между панелями перфорации, и другие особенности рабочей части, сохранив при этом уровень разрешения сетки на модели, соответствующий задаче без границ.

Сравнение величины числа Маха вдоль стенки рабочей части в расчёте и линии, соответствующей ей при «безграничном» обтекании позволяет сделать вывод о систематическом отличии числа Маха в области модели. Сравнение вертикальных компонент скорости вдоль этих линий позволяет оценить величину индуктивного скоса. Приведено сравнение расчётных и экспериментальных результатов.

Кроме того, результаты расчётов позволили сделать важные выводы о характере течения через перфорацию рабочей части промышленной трансзвуковой аэродинамической трубы и особенностях течения в камере давления. В частности было показано, что основной расход воздуха через стенки рабочей части осуществляется не через отверстия перфорации, а через пазы подвесных устройств модели. При этом в камере давления образуются две мощные области возвратного течения, вызывающие неустойчивость пограничного слоя по стенкам рабочей части и возникновение отрывов.

АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ САНИТАРНОЙ АВИАЦИИ В РОССИИ

М.А. Садовникова, А.В. Смирнов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Основные проблемы развития системы санитарной авиации в России:

1. Существующий парк санитарной авиации морально и физически устарел, нуждается в радикальном обновлении. Зарубежная АТ дорогая в обслуживании и эксплуатации.

2. Высокая стоимость санитарного рейса.

3. Недостаточное количество аэродромов.

4. Несовершенство нормативной правовой базы, касающейся функционирования системы санитарной авиации (в частности: отсутствие законодательного определения отдельных ключевых понятий, четко определенной структуры системы, определение компетенций ее субъектов, источников и объемов финансирования и др.).

Основной целью создания системы санитарной авиации является спасение жизни, сохранение здоровья граждан при заболеваниях, несчастных случаях, травмах, отравлениях и других состояниях, требующих срочного медицинского вмешательства.

Для обеспечения центров санитарной авиации 1 (федерального) уровня требуются современные дальнемагистральные самолеты, а также среднемагистральные с дальностью полета 2000 км. Для обеспечения центров санитарной авиации 2 (межрегионального) уровня необходимы современные среднемагистральные самолеты с дальностью полета 2000-3400 км. Для обеспечения центров санитарной авиации 3 (территориального) уровня необходимы современные вертолеты среднего класса с дальностью полета 400 км.

Задачи, стоящие перед системой санитарной авиации в России:

1) Оказание экстренной медицинской помощи гражданам.

2) Оказание экстренной медицинской помощи пострадавшим при ДТП на автодорогах.

3) Обеспечение первичной медико-санитарной помощи жителям труднодоступных и отдаленных районов (в т.ч. доставка медикаментов и проведение профилактических мероприятий)

4) Медицинская эвакуация

5) Спасение жизней и здоровья людей при чрезвычайных ситуациях

Основными требованиями к летательному аппарату (ЛА), обеспечивающими эффективное выполнение поставленных перед санитарной авиацией задач должны быть:

- соответствие требованиям медицинских стандартов, предъявляемых к санитарным ЛА;
- эргономичный салон для комфортного размещения пациента, сопровождающего медработника или медицинской бригады и медицинской аппаратуры;
- возможность универсального применения;
- относительная дешевизна стоимости летного часа и эксплуатации;
- соответствие нормам ИКАО по обеспечению безопасности и снижению вредного воздействия на окружающую среду.

В догоспитальном периоде выполнения санитарно-авиационной эвакуации целесообразно использовать:

- легкие вертолеты – на расстояния до 200 км.
- средние вертолеты - на расстояния 200-500 км

В госпитальном периоде:

- легкие вертолеты – на расстояния до 200 км;
- средние вертолеты – на расстояния до 400 км;
- легкие самолеты – на расстояния до 2500 км.

В густонаселенных районах страны проблему оказания экстренной медицинской помощи можно решить с помощью увеличения количества санитарной АТ и оптимизации расстояния между местами их базирования. В труднодоступных районах с низкой плотностью населения применение такого подхода невозможно, так как это существенно увеличит стоимость санитарного рейса. Обеспечить жизненно важную оперативность медицинской эвакуации позволит применение скоростных вертолетов.

Для доставки медикаментов, перевязочных материалов и других средств, необходимых для оказания медицинской помощи, нецелесообразно задействовать ту же АТ, что и для эвакуации. Существенно сократить стоимость такого санитарного рейса позволит применение беспилотных летательных аппаратов.

ВЛИЯНИЕ МАЛОГО ОТКЛОНЕНИЯ ПРЕДКРЫЛКА НА ОБТЕКАНИЕ КРЫЛА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

А.И. Сахарова, С.И. Скоморохов, В.В. Янин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

А.А. Матросов, В.А. Подобедов (ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва)

Исследовано влияния небольшого угла отклонения предкрылка (до 3°) на аэродинамические характеристики и характер обтекания крейсерской конфигурации стреловидного сверхкритического крыла магистрального самолета, рисунок 1. Такое отклонение предкрылка может быть полезным для повышения Сумах и коррекции скорости на этапе снижения самолета до высоты круга, когда механизация еще не выпущена.

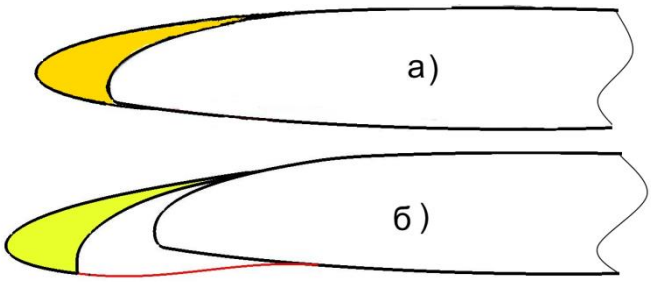


Рис. 1. Схема выдвижения предкрылка в сечениях консоли крыла а) предкрылок прижат, геометрия крыла соответствует крейсерской конфигурации, б)предкрылок выдвинут с углом отклонения 3 град

Расчетные исследования проводились в рамках RANS уравнений для полной конфигурации магистрального самолета при числе M=0.3, и числе Рейнольдса, равном 16.6 млн, что соответствует полету на высоте H=5км. Замыкание уравнений осуществлялось с помощью модели турбулентности SST. Использовалась многоблочная структурированная сетка объемом около 95 млн. узлов, которая позволила достаточно подробно разрешить поле течения вблизи поверхностей самолета, за исключением пазухи между предкрылком и основным звеном. В расчете пазуха закрывалась специальным кожухом (на рисунке 1 показан линией красного цвета). Расчеты выполнялись для режима малого газа маршевых двигателей. Тяга двигателей моделировалась активными дисками, расположенными на входе в двигатель и в соплах вентилятора и газогенератора.

В результате расчетов была получена подробная картина обтекания крыла на углах атаки, соответствующих Сумах и показано, что малое отклонение предкрылка является достаточно действенным средством улучшения обтекания консоли крыла на больших углах атаки и повышения Сумах самолета.

Результаты расчетных исследований послужили основой для проведения экспериментальных работ в натурных условиях. Данные натурных экспериментов подтвердили, в целом, как особенности обтекания крыла на больших углах атаки, так и аэродинамическую эффективность малого отклонения предкрылка, как средства улучшения обтекания на больших углах атаки.

СОЗДАНИЕ ЛЕГКОГО УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНОГО САМОЛЕТА С ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ НА БАЗЕ ZODIAC CH-650

А.П. Сашин (ПАО «Туполев», г. Москва)

В современных реалиях экономичность летательных аппаратов, особенно коммерческих, становится главным критерием при выборе заказчиком. Существуют разные пути уменьшения эксплуатационных затрат, мы же выбрали ремоторизацию (замена силовой установки) уже существующего серийного легкого самолёта Zodiac CH-650 под электрический двигатель российского производства.

Целью данной работы являлось выделение и постановка основных этапов создания электрической версии Zodiac CH-650, отработка концепции его применения и анализ преимуществ по сравнению с ДВС (двигатель внутреннего сгорания) версией.

Первым пунктом решения поставленной задачи является расчёт самой возможности создания самолёта с электрической силовой установкой на базе на базе Zodiac CH-650.

Вторым этапом является выбор оптимальных силовой установки и аккумуляторных батарей для замены стандартного ДВС.

Третьим является внесение изменений в конструкцию летательного аппарата в связи с установкой электромотора и аккумуляторов.

Следующим этапом выступает проработка концепции применения данного воздушного судна, экономические и эксплуатационные преимущества для заказчика.

Результатом проделанной работы является проект легкого учебно-тренировочного самолёта с электрической силовой установкой Zodiac CH-650 с уменьшенной стоимостью лётного часа по сравнению со стандартной ДВС версией при использовании в специфических условиях авиашкол и большим модернизационным потенциалом.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПОЛЁТА САМОЛЁТОВ МАЛОЙ И РЕГИОНАЛЬНОЙ АВИАЦИИ НА ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ЗА СЧЁТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЗАКРЫЛКОВ

П.Л. Сверканов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Для самолётов малой (применительно к переходной категории) и региональной авиации основными являются режимы установившегося полёта на максимальные дальность и/или продолжительность. Обобщённый критерий оптимизации имеет вид (на основе работы [1]):

$$f_{\text{opt}} = C_{ya}^{d} \big/ C_{xa} ,$$

где показатель степени d может принимать значения:

$d = 0{,}5$ – оптимизация по величине $(K \cdot V)$ при полёте самолётов с турбореактивными двигателями (ТРД) на максимальную дальность; критерий оптимизации обозначается $f_{(K \cdot V)}$;

$d = 1$ – оптимизация по аэродинамическому качеству K при полёте самолётов с винтовыми движителями (ВД) на максимальную дальность и самолётов с ТРД на максимальную продолжительность;

$d = 1{,}5$ – оптимизация по величине (K / V) при полёте самолётов с ВД на максимальную продолжительность; критерий оптимизации обозначается $f_{(K / V)}$.

В качестве исходных данных для расчётов использовались характеристики тематической модели самолёта с крылом симметричного профиля и простыми поворотными закрылками (с возможностью варьирования их относительной хорды $\bar{b}_{з}$), применявшиеся при исследованиях, результаты которых приведены в работе [2]. Сочетание $\bar{b}_{з}$ и угла отклонения закрылков $\delta_{з}$ может рассматриваться как придание эквивалентной кривизны исходному симметричному профилю. Оптимизация такой кривизны с целью повышения максимального аэродинамического качества проводилась в работе [2]. В рамках настоящей темы аналогичная задача решалась применительно к критериям $f_{(K \cdot V)}$ и $f_{(K / V)}$.

Все результаты как для $f_{(K \cdot V)}$, так и для $f_{(K / V)}$ качественно аналогичны полученным в отношении аэродинамического качества K в работе [2]. По итогам оптимизации для каждого из указанных критериев получены потребные значения эквивалентной кривизны профиля, а также соответствующие значения центровки, коэффициента подъёмной силы и аэродинамического качества на заданном режиме установившегося полёта. Эти параметры сведены в таблицу:

Максимальное значение критерия оптимизации	$f_{(K \cdot V)} = 23{,}1$	$K = 19{,}5$	$f_{(K / V)} = 20{,}9$
Относительная хорда закрылков $\bar{b}_{з}$	0,1	0,121	0,134
Угол отклонения закрылков $\delta_{з}$, град	10,52	13,61	18,14
Центровка $\bar{x}_{т}$	0,67	0,64	0,62
Коэффициент подъёмной силы C_{ya}	0,543	0,905	1,464
Аэродинамическое качество K	17	19,5	17,3

Видно, что потребные значения $\bar{b}_{з}$ и $\bar{x}_{т}$ слабо зависят от критерия оптимизации; это согласуется с необходимостью поддержания их постоянства, особенно в отношении величины $\bar{b}_{з}$, которая является заданной конструктивно. Однако влияние такого критерия на потребное значение $\delta_{з}$ более заметно; указанная величина, естественно, может регулироваться.

Таким образом, при несимметричном профиле крыла, оптимизированном для полёта на максимальную дальность с убранными закрылками, полёт на максимальную продолжительность (всегда совершаемый при большем значении коэффициента подъёмной силы, независимо от типа силовой установки) может потребовать выпуска закрылков на малый угол.

Литература:

1. Самойлович О.С. Формирование области существования самолёта в пространстве обобщённых проектных параметров. – М.: Изд-во МАИ, 1994.

2. Сверканов П.Л. Использование адаптивных закрылков на самолёте малой авиации. – Материалы XXVII научно-технической конференции по аэродинамике, пос. Володарского, 21÷22 апреля 2016 г.

СТРУКТУРИРОВАННАЯ БАЗА ДАННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ УСТАНОВОК ПВРД И ГПВРД ПРЕДНАЗНАЧЕННАЯ ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ ТЕРОМГАЗОДИНОМИЧЕСКИХ КОМЬЮТЕРНЫХ КОДОВ

Р.К. Селезнев, С.Т. Суржиков (ИПМех РАН, г. Москва)

Несмотря на то, что гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД) имеют принципиальную более простую схему работы, чем другие типы силовых энергетических установок летательных аппаратов, практическая реализация ГПВРД весьма сложна из-за ряда принципиальных причин. Судя по состоянию исследований на сегодняшний день, для создания ГПВРД потребуется потратить немалое количество сил и времени. Одной из первоочередных проблем создания ГПВРД является организация горения топлива в камере сгорания. Из-за того, что поток в камере в основном является сверхзвуковым, особо остро стоит проблема организации эффективного смешения топлива и окислителя, воспламенения и стабилизации горения.

Попытки решения вышеперечисленных и других проблем привели к необходимости создания экспериментальных установок ПВРД и ГПВРД. Однако, в настоящее время наблюдается нехватка доступных и хорошо документированных экспериментальных и расчетных данных. В данной работе представлено описание и условия проведения, а также анализ расчетно-теоретических работ по каждому эксперименту включенному в созданную структурированную базу данных экспериментальных установок прототипов ПВРД и ГПВРД. Все эксперименты базы данных разделены на группы по классификационным признакам (каверне, уступе, дросселе, струе). Структурированная база данных позволяет выполнить верификацию и валидацию, разрабатываемых и физико-химических и термогазодинамических моделей. В разработанную базу данных включено более 30 наиболее значимых, по мнению авторов, экспериментальных установок ПВРД и ГПВРД.

РАЗРАБОТКА ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ НА ОСНОВЕ БАНКОВ АДХ , ДУ И ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕОИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ДЛЯ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.В. Сериков (филиал «Стрела МАИ», г. Жуковский)
Г.Н. Сироткин (АО «ЛИИ им. М.М. Громова», г. Жуковский)

В настоящее время одной из актуальных задач является создание информационных технологий для лётных испытаний ЛА. Рассмотрим более подробно некоторые составляющие информационных технологий.

Для создания системы автоматизированного анализа устойчивости и управляемости (УУ) ВС по материалам лётных испытаний используются базы данных, которые позволяют значительно повысить эффективность, оперативность и удобство работы с полётными данными, а также автоматизировать типовые задачи.

Многолетний опыт обработки полётных данных показывает, что для эффективной автоматизации необходима разработка единой структуры хранения полученного экспериментального материала и результатов обработки с введением дополнительной информации описательного характера, которая позволит организовать удобный поиск, выборку и фильтрацию данных для анализа по заданным условиям. Все эти задачи включаются в разрабатываемые информационные технологии.

По зарегистрированной в полёте информации в соответствии с заданной структурой создается база экспериментальных данных. Экспериментальные данные при записи в базу подвергаются дешифрации, устранению аномальных наблюдений, дифференцированию, интегрированию, сглаживанию, синхронизации (приведение к единой частоте опроса) и т.д. Далее экспериментальные данные дополняются необходимой информацией описательного характера. Для обрабатываемых испытательных режимов фиксируются: конфигурация самолета, режим работы силовой установки, режим работы системы управления (СУ), ограничения для данного режима полета (минимальные и максимальные допустимые углы атаки, перегрузки, скорости полёта, угловые скорости и т.д.), запас топлива, расчетное значение центровки. Для каждого экспериментального режима заносятся: дата полёта, метеоусловия, тип самолета, бортовой номер, командир экипажа, номер и пункт программы испытаний, цель полета, изменения конструкции, дополнительно установленное экспериментальное оборудование,

версии программного обеспечения и т.д. Информационные данные в дальнейшем используются в системе автоматизированного анализа УУ ВС.

Для решения задачи автоматизированного анализа характеристик УУ самолета и работоспособности СУ по материалам летных испытаний проводится формализация процесса оценки специалистом-экспертом по УУ самолета, на основе которого разрабатываются экспертные правила, включаемые в программы обработки. Результаты анализа УУ самолета по материалам лётных испытаний заносятся в базу данных, которая в дальнейшем используется для принятия решения об УУ самолета.

Моделирование движения ВС на основе банков аэродинамических характеристик (АДХ) и двигательной установки (ДУ) является основным этапом при решении задачи идентификации параметров математической модели ЛА. Результаты моделирования используются в разработке базовых тренажерных технологий для создания семейства тренажеров ВС, пилотажных стендов, комплексных тренажеров для летного состава.

Также разрабатываются автоматизированные информационные справочные системы (ИСС) по идентификации параметров математических моделей ВС, в состав которых входят: автоматизированное рабочее место ведущего инженера по летным испытаниям: базы знаний по лётным испытаниям.

Рассматриваются вопросы внедрения информационных технологий в системы обеспечения безопасности полётов, ограничений предельных режимов; принудительного покидания самолета, обеспечения безопасности летного экипажа.

Литература:
1. Перегудов А.И. Поплавский Б.К. Сироткин Г.Н. и др. Верификация измерений при решении задачи идентификации математической модели ВС по материалам летных испытании//Материалы XXIV научно-технической конференции по аэродинамике.- ЦАГИ, 2013

О МОДЕЛИРОВАНИИ ОТРЫВА ПОТОКА В РАМКАХ МОДЕЛИ НЕВЯЗКОЙ ЖИДКОСТИ.

А.В. Сетуха (МГУ им. М.В. Ломоносова,г. Москва, ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящее время существуют вычислительные методы, которые применяются для решения задач об отрывном обтекании тел в рамках модели невязкой несжимаемой жидкости. Так целое направление вихревых методов основано на гипотезе о том, что вихревой след представляет собой тонкую поверхность разрыва в идеальной жидкости (вихревую пелену), которая образуется на заданных линиях обрыва [1-4]. Недостатком такого подхода является необходимость иметь априорную информацию о линии отрыва потока. Кроме того, такие методы плохо применимы в случаях, когда линия отрыва потока является подвижной.

В последнее время активно развиваются подходы, при которых предполагается, что завихренность образуется на всей поверхности тела. На каждом дискретном шаге интегрирования по времени на поверхности тела размещается вихревой слой, интенсивность которого определяется из граничного условия. Далее осуществляется дискретизация этого слоя на систему дискретных вихревых элементов, которые объявляются свободными и далее моделируется их движение как в идеальной жидкости. Однако формулировка таких моделей дается сразу в дискретном виде. Вразумительную исходную непрерывную математическую модель автору обнаружить не удалось. В связи с этим в настоящей работе предпринята попытка сформулировать такую модель.

Под невязкой жидкостью понимается предельный случай вязкой жидкости при числе Рейнольдса, стремящемся к бесконечности. За основу берутся уравнения Навье-Стокса. Так же, как в классической теории пограничного слоя выдвигается гипотеза о том, что вязкость существенна только в тонком слое на поверхности тела, вне которого жидкость является идеальной (вязкость отсутствует). Выдвигается гипотеза о том, что в пограничном слое завихренность ортогональна своему ротору, что соответствует традиционным оценкам для поля скоростей в пограничном слое. На основе этой гипотезы уравнения Навье-Стокса в пограничном слое записываются с применением понятия диффузионной скорости [5-7]. Эта гипотеза позволяет записать интегральное уравнение для потока завихренности с поверхности тела в область, занятую жидкостью. Это уравнение, вместе с уравнениями движения точек жидкости, уравнениями изменения завихренности в этих точках, интегральным представлением для поля скоростей в виде закона Био-Савара и начальными условиями составляет замкнутую

математическую задачу, описывающую течение жидкости в рамках лагранжевого подхода. Отметим, при дискретизации этой задачи, возникает, например, численная схема типа [8].

Литература:
1. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978.
2. Katz J., Plotkin A. Low-Speed Aerodynamics. Cambridge: Cambridge University Press, 2001.
3. Гутников В.А., Лифанов И.К., Сетуха А.В. О моделировании зданий и сооружений методом дискретных вихревых рамок // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2006. № 4. 78–92.
4. Апаринов А.А., Сетуха А.В. О применении метода мозаично-скелетонных аппроксимаций при моделировании трехмерных вихревых течений вихревыми отрезками // Журн. вычислит. матем. и матем. физики. 2010. 50, № 5. 937–948.
5. Голубкин В.Н., Сизых Г.Б. О некоторых общих свойствах плоскопараллельных течений вязкой жидкости. // ИЗВ. АН СССР, МЖГ. №3, с. 176-178, 1987.
6. Ogami, Y. & Akamatsu, T. Viscous ow simulation using the discrete vortex method the di_usion velocity method // Computers and Fluids 19 №3), с.433-441, 1991.
7. П. Р. Андронов, С. В. Гувернюк, Г. Я. Дынникова Вихревые методы расчета нестационарных гидродинамических нагрузок. Московский гос. ун-т им. М. В. Ломоносова, Ин-т механики. Москва, 2006.
8. Shcheglov G.A., Dergachev S.A. Hydrodynamic loads simulation for 3D dluff bodies using the vortex loops based modification of the vortex particle method. // В сборнике: 5th International Conference on Particle-Based Methods - Fundamentals and Applications, PARTICLES 2017. С. 725-731, 2017.

РАЗРАБОТКА ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ И ОБВОДОВ ПОПЛАВКОВОГО ШАССИ САМОЛЕТА Л-410УВП-Е20-П И ИХ ОТРАБОТКА ПУТЁМ ИСПЫТАНИЙ

В.П. Соколянский, Л.Г. Гонцова, А.И. Аржанов, А.Н. Беляевский, С.В. Дикий, А.К. Максютов, С.А. Жеребятьев (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва), В.Ю. Демин (АО «УЗГА», г. Екатеринбург)

Проведена модернизация чешского легкого многоцелевого самолета Л-410УВП-Е20-П, заключающаяся в установке на самолет поплавкового шасси.

Выполнены расчетно-экспериментальные исследования по определению размеров и обводов поплавков для самолета, разработана общая гидродинамическая схема самолета Л 410УВП-Е20-П на поплавковом шасси. Проведён расчет плавучести, остойчивости и непотопляемости самолета на поплавках с оптимизацией деления поплавка на герметичные отсеки. Осуществлены буксировочные испытания крупномасштабной модели поплавка и исполнительной динамически подобной модели самолета на поплавках.

Путем буксировочных и катапультных испытаний модели самолета определены гидродинамические и мореходных характеристики самолета на поплавковом шасси. Определена область устойчивого глиссирования.

Проведены исследования по улучшению курсовой устойчивости самолета при движении по воде посредством установки на поплавки гидродинамических стабилизаторов курса. Определены оптимальная форма и размеры этих стабилизаторов. С целью снижения расчетных нагрузок на конструкцию самолёта при посадке, разработаны дополнительные накладки на днища межреданных частей поплавков, увеличивающие углы поперечной килеватости днищ в кормовых оконечностях. Выполнены контрольные испытания динамически подобной модели самолета с накладками на днищах поплавков в опытовом бассейне и на катапульте плавающей. Определено влияние накладок на гидродинамические характеристики, на положение границ области устойчивости глиссирования и на курсовую устойчивость при малых скоростях движения по воде. Подготовлено Заключение ЦАГИ по гидродинамике для начала летных испытаний.

Выполнено научно-методическое сопровождение натурных предварительных (заводских) испытаниях самолёта Л-410УВП-Е20-П на поплавках. Разработаны рекомендации по методикам летных испытаний самолёта. Проверено соответствие характеристик плавучести и остойчивости, гидродинамических характеристик, устойчивости глиссирования по углу дифферента и курсу, взлетно-посадочных характеристик требованиям Заказчика и отечественных нормативов для самолетов на поплавковом шасси.

Летательный аппарат обеспечивает взлетно-посадочные операции при волнении до двух баллов и скорости ветра до 15 м/с, циркуляции по воде с радиусом менее 50 м.

Предполагается, что новый самолет может найти широкое применение в региональных и местных авиационных транспортных системах страны.

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ СОВРЕМЕННОГО ПИЛОТАЖНОГО СТЕНДА С СИСТЕМОЙ ПОДВИЖНОСТИ КОНСОЛЬНОГО ТИПА

С.А. Сорокин, А.Г. Бюшгенс, А.Ю. Мерзляков, Д.В. Почкаенко, А.В. Ситников
(ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Приведены результаты научно-исследовательской работы по созданию современного пилотажного стенда с системой подвижности консольного типа на базе промышленного робота KUKA Titan 1000. Основной целью данной работы являлось исследование возможности создания пилотажного стенда с системой подвижности на базе промышленного робота-манипулятора, широкоугольной системой визуализации внекабинного пространства, универсальной кабиной одноместного ЛА, с размещенными в ней компонентами информационно-управляющего поля. Рассмотрены основные проблемы, связанные с решением данной задачи.

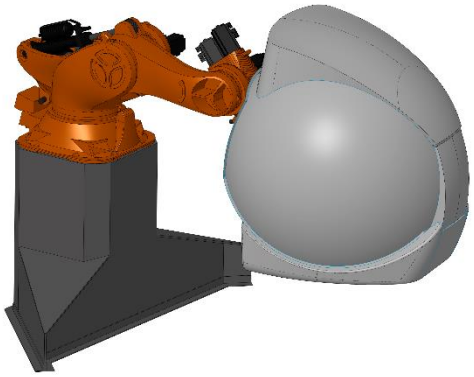


Рис. 1. Внешний вид пилотажного стенда

Консольное закрепление кабины на фланце робота влечет за собой повышенные требования к жесткости конструкции кабины, снижению статических моментов, а также моментов инерции кабины и ее оборудования относительно узла крепления к роботу для обеспечения необходимого качества воспроизведения акселерационных воздействий, формируемых системой подвижности. Особенности системы подвижности консольного типа приводят к ограничениям на геометрические параметры кабины и на реализацию узла ее крепления к роботу. Начальное (нейтральное) положение системы подвижности выбирается из условий обеспечения максимальных диапазонов линейных и угловых перемещений кабины стенда. Алгоритмы управления роботом разрабатываются с учетом непопадания его звеньев в сингулярные положения, а также избегания столкновения компонентов робота и кабины.

Задача создания широкоугольной системы отображения внекабинной обстановки пилотажного стенда решается путем размещения на нем проекционно-экранной системы отображения и/или шлема виртуальной реальности.

Использование проекционной системы отображения требует поиска компромисса между геометрическими параметрами проекционного экрана, кинематическими ограничениями и массово-инерционными возможностями робота-манипулятора. При этом решается задача оптимизации взаимной компоновки проекционной системы и кабины.

Применение шлема виртуальной реальности приводит к расширению круга задач, решаемых с использованием пилотажного стенда. В настоящее время производители данной аппаратуры все еще не могут обеспечить необходимого качества отображаемого изображения. Однако, эта область активно развивается и есть уверенность, что в ближайшем будущем это будет реализовано. Использование шлема виртуальной реальности требует доработки существующих трекерных систем для обеспечения их работоспособности на подвижной платформе. Кроме того, для обеспечения достоверной тактильной информации при взаимодействии с информационно-управляющим полем кабины ЛА на современном пилотажном стенде перспективно применение системы дополненной реальности.

Ограниченные возможности робота по массово-инерционным параметрам полезной нагрузки и высокие требования к жесткости системы отображения внекабинной обстановки приводят к необходимости вводить жесткие ограничения на весовые параметры устанавливаемого оборудования. Это приводит к проблемам использования широко применяемых на пилотажных стендах электромеханических программно-управляемых систем загрузки рычагов управления. Поэтому в рамках НИР была использована регулируемая пружинная система загрузки.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КОНЦЕВЫХ ВИХРЕЙ ЗА КРЫЛОМ КОНЕЧНОГО РАЗМАХА

Р.П. Степанов, А.Н. Кусюмов, С.А. Михайлов (КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, г. Казань), Н.Н. Тарасов (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В данной работе представлены результаты экспериментальных исследований концевых вихрей крыла конечного размаха в ближнем поле при разных углах атаки. Исследования проводились в аэродинамической трубе Т-1К КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева с использованием PIV-системы. Проведено сравнение по идентификации положения вихрей и их размеров с использованием двух методов: Q-критерию и методу поперечных линий (Cross Sectional Lines). Результат показал хорошую сходимость этих методов. Представлены результаты распределения величины циркуляции концевых вихрей на расстоянии от 0,5 до 4,2 величин хорды от задней кромки. Результаты показали, что циркуляция не меняется при малых и средних углах атаки, но убывает при увеличении углов атаки и при удалении от задней кромки крыла. Так же показано, что размеры ядра вихря растут по мере удаления от задней кромки крыла и при увеличении углов атаки.

ОЦЕНКА ЗНАЧИМОСТИ ВНЕШНИХ ФАКТОРОВ И ВЫЯВЛЕНИЕ ПРЕДПОСЫЛОК К ВЫКАТЫВАНИЮ САМОЛЕТА С ВПП НА ПОСАДКЕ

В.В. Стрелков, Н.Г. Хайруллин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Решение проблемы выкатывания самолета с ВПП относится к числу приоритетных задач, обозначенных ИКАО, поскольку грубые посадки и выкатывания самолетов с ВПП являются наиболее часто встречающимися типами авиационных происшествий. Настоящий доклад посвящен применению статистических методов анализа данных для оценка влияния внешних факторов на риск выкатывания самолета с ВПП и выявления предпосылок к выкатыванию самолета с ВПП.

К рассматриваемым внешним факторам относятся тип осадков на ВПП, скорость бокового ветра. В качестве предпосылок к выкатыванию рассматриваются параметры полета в некоторых контрольных точках на глиссаде. Предметом исследования являются сырые данные с бортового параметрического регистратора пассажирского самолета и архивы METAR с информацией о погоде и состоянии ВПП. Для считывания данных из архивов METEAR и их привязки ко времени конкретной посадки ранее работы было разработано соответствующее программное обеспечение.

Приводятся результаты предварительного анализа первичных полетных данные о посадках пассажирского самолета в аэропорту г. Хабаровска, рисунок 1.

Предлагается подход к решению поставленной задачи, когда риск выкатывания самолета за боковую кромку ВПП оценивается на основании анализа успешных посадок. Для этого вводится понятие «метрики послепосадочного пробега» (TrackIndex - TI), которая некоторым образом характеризует отклонение посадки от «идеальной». Предполагается, что чем выше значение метрики – тем больше риск выкатывания самолета за боковую кромку ВПП.

Рассматриваются различные метрики послепосадочного пробега на основе таких параметров как боковое отклонение от оси ВПП (TI_Z), боковая перегрузка (TI_{nz}), угол рыскания (TI_ψ), отклонение педалей руля направления (TI_{Xr}).

Приводятся результаты оценки влияния бокового ветра, типа осадков на ВПП и параметров полета в некоторых контрольных точках на заключительном этапе снижения по глиссаде на выбранные метрики траектории. Для оценки влияния категориальных параметров (тип осадков на ВПП) на величину метрики использовался критерий Манна-Уитни; для оценки влияния непрерывных факторов (скорость бокового ветра, параметры полета в контрольных точках) использовался коэффициент корреляции Спирмена.

Критерий Манна-Уитни показал значимое увеличение метрики TI_Z при наличии сухого снега на ВПП и значимое увеличение TI_{nz} при условии влажной ВПП. Критерий Спирмена выявил значимые зависимости TI_{nz} и TI_{Xr} от бокового ветра (рисунок 2), колебаний по крену и курсу на высоте 200 футов.

Полученные результаты не противоречат наблюдениям.

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ПОДЪЕМА ВЫСОТНОГО БПЛА ПО КРИТЕРИЮ МИНИМАЛЬНОЙ ПОТРЕБНОЙ МОЩНОСТИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

П.С. Сунцов, А.Н. Варюхин, А.В. Гелиев, В.С. Захарченко (ФГУП «ЦИАМ», г. Москва)

В данной работе рассматривается дозвуковой высотный БПЛА, оснащенный воздушным винтом изменяемого шага (ВИШ) и предназначенный для совершения длительных полетов на большой высоте. БПЛА оснащается электрической силовой установкой с приводом воздушного винта от электродвигателя. В качестве источника электрической энергии могут быть использованы аккумуляторные батареи, фотоэлектрические преобразователи, топливные элементы, работающие на водородном топливе.

Для БПЛА задан ряд характеристик: взлетная масса, геометрические и аэродинамические характеристики планера, характеристика движителя – воздушного винта. Требуется сформировать траекторию подъема БПЛА на высоту крейсерского полета в течение заданного времени, обеспечивающую минимальную потребную мощность источника электрической энергии.

Формирование траектории, расчет и анализ результатов выполняется на основе численного интегрирования уравнений движения БПЛА. В процессе поиска оптимальных траекторий подъема варьируется ряд параметров: скоростной режим БПЛА, определяющий положение точки на поляре; режим набора высоты, определяющий угол наклона траектории и скороподъемность; режим работы воздушного винта, задаваемый углом установки лопастей винта и частоты вращения вала. При проведении исследований учитывались ограничения по несущей способности БПЛА, тяге / мощности воздушного винта, частоте вращения винта, числу Маха на конце лопасти винта и крутящему моменту на его валу.

При проведении исследований получен ряд результатов:

- оптимизированная траектория должна быть сформирована по закону постоянной мощности силовой установки в течение всего времени подъема;
- траектория подъема с максимальным аэродинамическим качеством БПЛА в общем случае не является оптимальной;
- на каждой высоте необходимо оптимизировать как скоростной режим БПЛА, так и режим воздушного винта, с достижением максимально возможной скороподъемности БПЛА;
- для обеспечения высокого тягового КПД воздушного винта необходимо обеспечить возможность изменения его частоты вращения в широком диапазоне.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА МЕСТНЫХ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ МНОГОГРАННЫМ ПВД

В.В. Сысоев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Рассмотрен вопрос вычисления местных воздушных параметров (скоростной напор, статическое давление, два аэродинамических угла) в окрестности места установки многогранного приемника воздушных давлений. Для их вычисления по результатам испытаний макетного образца многогранного ПВД в аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ были разработаны математическая модель измеряемых давлений и алгоритм многогранного ПВД.

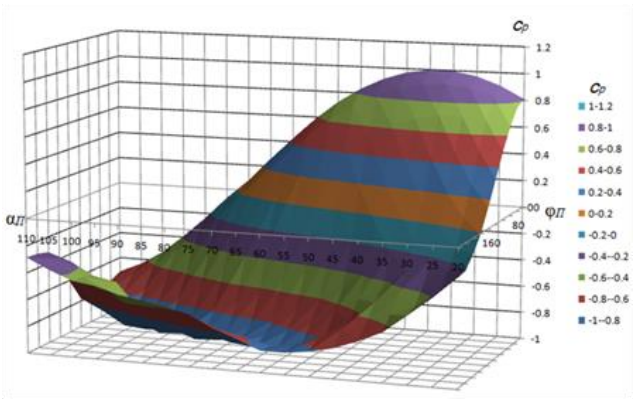


Рис. 1

Математическая модель представляет собой процедуру, позволяющую по заданным аэродинамическим углам (пространственному углу атаки $\alpha_П$ и аэродинамическому углу крена $\varphi_П$) рассчитать значения коэффициентов 12-ти измеряемых ПВД давлений. Основой математической модели является база данных, оформленная в виде таблиц значений коэффициентов давления в каждой точке измерений, при различных углах $\alpha_П$ и $\varphi_П$. Пример подобной зависимости приведен на рис.1.

Для расчета коэффициентов давлений в точках, не совпадающих с узлами базы данных математической модели, используется процедура двумерной четырехточечной кубической сплайн-интерполяции.

Алгоритм изолированного многогранного ПВД представляет собой процедуру для вычисления местных воздушных параметров по 12-ти измеряемым ПВД давлениям. При известных значениях аэродинамических углов и, таким образом, рассчитанных коэффициентах измеренных давлений, скоростной напор и статическое давление могут быть найдены как решение переопределенной системы уравнений:

$$\begin{cases} P_0 = c_{P0}(\alpha_\text{П}, \varphi_\text{П}) \cdot q + P_{\text{ст}} \\ P_1 = c_{P1}(\alpha_\text{П}, \varphi_\text{П}) \cdot q + P_{\text{ст}} \\ \dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots \\ P_{12} = c_{P12}(\alpha_\text{П}, \varphi_\text{П}) \cdot q + P_{\text{ст}} \end{cases},$$

где P_i – измеренные давления, воспринимаемые ПВД, $c_{P_i}(\alpha_\text{П}, \varphi_\text{П})$ – коэффициенты давлений, вычисляемые по математической модели, $\alpha_\text{П}$, $\varphi_\text{П}$, $P_{\text{ст}}$, q – искомые параметры набегающего потока. Расчет местных параметров потока в области установки ПВД производится методом минимизации дисперсии невязки D между измеренными в полете давлениями и давлениями, рассчитанными по математической модели: $D = \frac{\sum W_i \cdot \{P_i - (c_{Pi}(\alpha_\text{П}, \varphi_\text{П}) \cdot q + P_{\text{ст}})\}^2}{\sum W_i}$, i = 0…11, где W_i – весовой коэффициент. Полученное решение наилучшим образом совпадает с математической моделью в смысле взвешенного квадратичного отклонения. Поиск углов $\alpha_П$ и $\varphi_П$ может производиться простым перебором, однако такой подход требует значительных вычислительных ресурсов, поэтому для ускорения поиска используется специальный алгоритм. Также отдельный алгоритм используется для расчета воздушных параметров при малых скоростях, когда измеряемые давления сравнимы с погрешностями датчиков давления.

Тестовые оценки работы алгоритма показывают, что многогранный ПВД обладает высокой чувствительностью к изменению измеряемых параметров. Во всем рабочем диапазоне скоростей и высот современных вертолетов погрешность расчета высоты полета не превышает ±1 м, модуля воздушной скорости - ±0.3 м/с, аэродинамического угла $\Delta\alpha_П$ = ±0.08° и пространственного угла крена $\Delta\varphi_П$ = ±0.3°.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ КРЫЛА И ЗАКРУТКИ ПОТОКА ЗА ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Л.Л. Теперин, Л.Н. Теперина (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский),
Ф.Э. Орфинежад (ФАЛТ МФТИ, г. Жуковский)

В работе представлен метод определения индуктивного сопротивления компоновки дозвукового самолета с воздушными винтами в крейсерском полете при заданных подъемной силе компоновки и тяге пропеллеров. На основе вихревых моделей несущих поверхностей и воздушных винтов создана методика, позволяющая определить индуктивное сопротивление компоновки с учетом интерференции планера и двигательной установки.

Разработанная методика позволяет найти распределение циркуляции вдоль размаха крыла летательного аппарата, обеспечивающее минимум индуктивного сопротивления при заданном коэффициенте подъемной силы и тяге воздушных винтов. Кроме того, по данной методике можно оценить индуктивное сопротивление компоновки дозвукового самолета в условиях интерференции его несущих поверхностей с закрученными струями воздушных винтов.

Модель воздушного винта прошла экспериментальную проверку. На рис.1 показана экспериментальная установка для исследования влияния закрутки потока от воздушного винта на крыло. Сравнение расчетного и экспериментального распределения подъемной силы крыла обдуваемого закрученной струей показано на рис.2. Видно, что разработанная вихревая модель воздушного винта правильно отражает интерференцию с несущей поверхностью.

Было рассмотрено влияние закрутки потока за пропеллером на индуктивное сопротивление. На рис. 3 показана исходная компоновка двухвинтового самолета и распределение циркуляции вдоль размаха крыла. Поскольку воздушные винты вращаются в одном направлении, циркуляция вдоль размаха не симметрична. Если пропеллеры перенести на концы крыла, так что их оси вращения совпадут с концевой хордой, и вращать их в разных направлениях, то это приведет к уменьшению индуктивного сопротивления на 10% процентов и повышению аэродинамического качества на 1, по сравнению с исходной компоновкой.

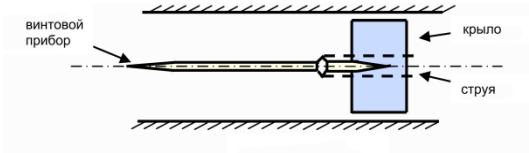


Рис. 1. Экспериментальные исследования закрученной струи за пропеллером

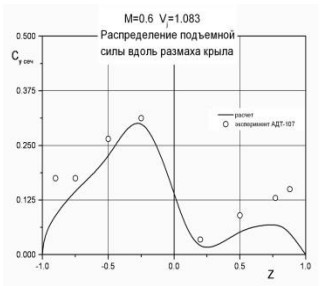


Рис. 2. Распределение коэффициента подъемной силы в сечениях крыла

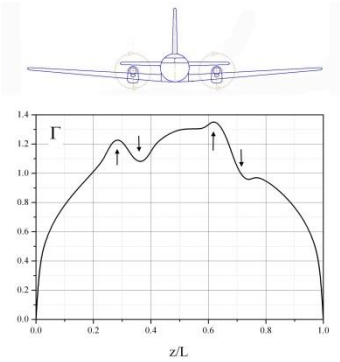


Рис. 3. Исходная компоновка самолета. Винты вращаются в одну сторону

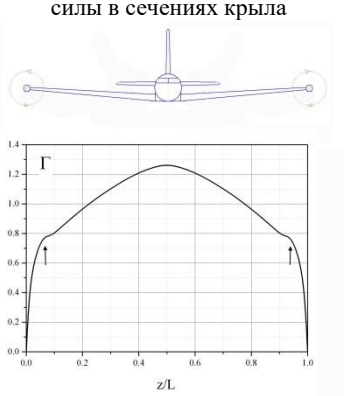


Рис. 4. Компоновка с концевыми пропеллерами. Винты вращаются в разные стороны

РАЗРАБОТКА СУПЕРКОМПЬЮТЕРНОГО МЕТОДА РАСЧЁТА ШУМА ВИНТА САМОЛЁТА, РЕАЛИЗОВАННОГО В КОДЕ "ГЕРБЕРА", И ЕГО ВАЛИДАЦИЯ

В.А. Титарев (ФИЦ ИУ РАН/НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва),
И.В. Беляев, Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев, (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва)

За последние несколько лет в НИО-9 ЦАГИ создан пакет параллельных программ "Гербера" [1], предназначенный для моделирования аэродинамики и аэроакустики винтовых конфигураций на основе уравнений Эйлера и Навье-Стокса сжимаемого газа. Отличительной особенностью комплекса является возможность моделирования сложных конфигураций (винт + пилон, биротативный винт и др.), что достигается использованием взаимосвязанной комбинации вращающихся областей в непосредственной близости от винтов и внешней неподвижной области, охватывающей элементы планера. Для проведения расчетов на суперЭВМ в программном комплексе реализована гибридная двухуровневая модель параллельных вычислений MPI+OpenMP.

В настоящей работе проводится проверка точности и надежности разработанного пакета "Гербера" путем сравнения с опубликованными в литературе данными по шуму двух одиночных винтов. Оценка точности расчета шума в дальнем поле проводится путем сравнения диаграммы направленности первой гармоники шума каждого их винтов, рассчитанной по методу Фокса Вильямса-Хоукингса с использованием конвективной функции Грина, с результатами других авторов. Первый винт является тематическим 8-лопастным винтом радиуса 2 м [2]. Общее число ячеек в используемой сетке равнялось 12 миллионам. Второй используемый в работе винт APIAN [3,4] радиуса 0.25 м взят из европейского проекта ESWIRP (программа FP7). Для валидации вычислительных результатов в данной работе использовались результаты акустических измерений шума изолированного винта APIAN в заглушенной АДТ DNW-LLF (Нидерланды). Полный размер неструктурированной расчетной сетки – 17.8 миллиона ячеек.

Все представленные вычисления проводились на системе РСК-Торнадо, установленной в суперкомпьютерном центре Санкт-Петербургского Политехнического Университета Петра Великого (СПбПУ) (http://scc.spbstu.ru/). Данный компьютер является одним из самых современных в России и состоит из 668 двухпроцессорных узлов на базе 14-ядерных процессоров IntelXeonE5-2697 v3. Типичный расчет одного варианта течения (заданная геометрия, параметры набегающего потока и скорость вращения винта) занимал 48 часов машинного времени на 64 узлах (1792 ядра), что соответствовало 86 тысячам ядро-часов. Для каждого расчетного режима проводилось несколько серий расчетов, в которых варьировался

метод решения задачи и параметры счетной схемы (число Куранта и т.д.). Общие затраты машинного времени составили около 700 тысяч ядро-часов.

Представленные результаты сравнения шума первой гармоники показывают хорошее совпадение результатов расчетов с опубликованными в литературе расчетными и экспериментальными данными. Существенное различие параметров винтов (радиус и скорость вращения) и режимов обтекания обеспечивает достаточное разнообразие тестовых условий. Таким образом, разработанный метод решения и пакет программ валидированы для задач расчета тональных компонент шума одиночных авиационных винтов и могут быть использованы для промышленных приложений.

Литература:
1. В.А. Титарев, Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев, А.С. Батраков. Численное моделирование влияния взаимного расположения винта и пилона на шум турбовинтового самолета // Акустический журнал, 2018, Т. 64, выпуск 6. С. 737-751.
2. P.R. Spalart, A.K. Travin, M.L. Shur, M.Kh. Strelets. Initial Noise Predictions for Open Rotors Using First Principles // AIAA Paper, AIAA-2010-3793, 2010
3. I.V. Belyaev, V.F. Kopiev, I.V. Pankratov, R.A. Skvortsov, V.A. Titarev, M.Yu. Zaytsev. Comparison of rotor noise measurement results in large-scale and small-scale anechoic facilities // 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 22-26 June 2015, Dallas, TX, AIAA Paper 2015-2986
4. Tomas Sinnige, Jesse J. A. van Kuijky, Kyle P. Lynchz, Daniele Ragnix, Georg Eitelberg, Leo L. M. Veldhuisk. The Effects of Swirl Recovery Vanes on Single Rotation Propeller Aerodynamics and Aeroacoustics // 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 22-26 June 2015, Dallas, TX, AIAA Paper 2015-2358.

ТОНКИЕ ДЕТАЛИ САМОВОЗБУЖДАЮЩЕЙСЯ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ВИХРЕЙ И ПОГРАНИЧНЫХ СЛОЕВ СЖИМАЕМОГО ГАЗА В РЕЗУЛЬТАТАХ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ НА ОСНОВЕ ОПТИМИЗИРОВАННОЙ СХЕМЫ 16-ГО ПОРЯДКА

А.И. Толстых, М.В. Липавский, Д.А. Широбоков
(ВЦ им. А.А. Дородницына ФИЦ ИУ РАН, г. Москва)

Приводится общая идея построения мультиоператорных схем произвольно высоких порядков и ее конкретная реализация в виде схемы16-го порядка для уравнений Эйлера и Навье-Стокса сжимаемого газа, оптимизированной для высокого разрешения мелкомасштабных деталей течений ,интенсивность которых на много порядков меньше соответствующих средних значений. Приводятся модельные примеры, иллюстрирующие высокую точность используемых аппроксимаций, сохраняющуюся на больших интервалах времени интегрирования уравнения переноса. Приводятся результаты прямого численного моделирования возникновения и развития неустойчивости в сжимаемом газе изолированных вихрей гауссового типа и течения около плоской пластины без какого-либо искусственного возбуждения неустойчивых мод. В первом случае численные решения уравнений Эйлера впервые выявили полную картину «самовозбуждения» и развития неустойчивости вихрей на больших интервалах времени, включая начальную стадию с усиливающимися пульсациями давления очень малых амплитуд, переходную стадию с резким увеличением амплитуд и окончательную стадию с полями акустического давления в виде вращающихся квадруполей. Во втором случае численное моделирования плоской пластины с острой передней кромкой осуществлялось на основе 2D нестационарных уравнений Навье-Стокса без введения каких-либо возмущений. На некотором расстоянии от кромки было обнаружено квази-периодическое возникновение волновых пакетов с первоначально малыми амплитудами. Двигаясь вниз по потоку со значительным усилением интенсивности, они взаимодействуют с пакетами меньшей интенсивности в локализованных областях неустойчивости типа Толмина-Шлихтинга, а затем покидают активную часть расчетной области. Приводится обсуждение полученных результатов.

ВЕРИФИКАЦИЯ И ТЕСТИРОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ И ЧИСЛЕННОГО АЛГОРИТМА, ПРИМЕНЯЕМОГО ДЛЯ РАСЧЁТА РАСПРОСТРАНЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ПРИМЕСЕЙ ВНУТРИ ПАССАЖИРСКИХ САЛОНОВ И КАБИН СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЁТОВ

А.Е. Усачов, Т.Д. Глушков, Н.А. Семилет (НИМК ФГУП «ЦАГИ», г. Москва),
С.А. Исаев (СПбУГА, г. Санкт-Петербург)

В работе представлены результаты верификации и тестирования математических моделей и алгоритмов численного моделирования распространения жидких и твердых частиц внутри пассажирских салонов и кабин современных самолетов. Моделирование движения частиц в

турбулентной среде можно охарактеризовать как сложный процесс, в котором присутствуют элементы расчета турбулентных течений конечноразностными методами в рамках уравнений Рейнольдса и вычисления траекторий движения твердых и жидких частиц в рамках подхода Лагранжа. Чтобы предсказать распространение аэрозолей и других внешних твердых примесей в турбулентном течении, требуется знание статистики движения мелких частиц в зависимости от турбулентных пульсаций скорости.

Для верификации математических моделей и алгоритмов численного моделирования распространения жидких и твердых частиц внутри пассажирских салонов и кабин современных самолетов была выбрана задача о движении твердых частиц в прямоугольном канале. Выбор тестовой задачи для численного моделирования движения частиц в турбулентном потоке и сравнение результатов численного моделирования с экспериментальными данными – сложная задача. Необходимо зафиксировать влияние турбулентности на траектории частиц при их движении в потоке. Для этого случая очень подходит классическая экспериментальная работа В. Х. Снайдера и Ж.Л. Ламли [1] по определению автокорреляций турбулентных пульсаций скорости с помощью движения твердых частиц при турбулентном течении в канале. Сопоставление результатов численного моделирования дисперсии частиц меди с экспериментальными данными показали их хорошее совпадение.

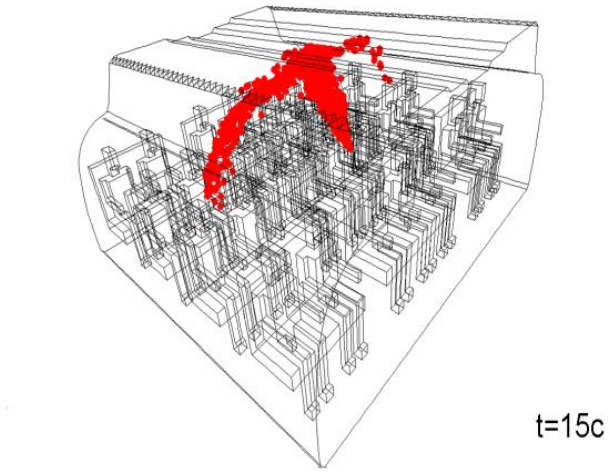


Рис. 1. Картина распространения частиц, выдыхаемых пассажиром во время разговора после 15 секундного интервала времени в изометрии

Математическая модель и разработанный алгоритм протестирован путем численного моделирования движения частиц жидкости, которые образуются при 15 секундном разговоре (Рис.1) человека, в пассажирском салоне характерного отсека самолета Боинг-767 при его вентиляции в течение интервала времени 120 секунд.

Результаты тестирования сравнивались с данными численного моделирования распространения частиц в отсеке пассажирского салона самолета Боинг-767, выполненного в работе (Gupta J., Lin C.-H., and Chen Q.[2]) на базе пакета Fluent 2005 с использованием RNG k-ε модели турбулентности, и показали удовлетворительное совпадение.

Литература:

1. Snyder, W. and J. Lumley. Some measurements of particle velocity autocorrelation functions in a turbulent flow// Journal of Fluid Mechanics, -1971.-Vol. 48.- P. 41-71.

1. Zhang, T. and Chen, Q. Novel air distribution systems for commercial aircraft cabins,// Building and Environment, -2007. - N 42(4), P. 1675-1684.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ МАЛОГО ПАССАЖИРСКОГО ЭКРАНОПЛАНА НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.В. Февральских (ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», г. Москва)

Представлены результаты численного моделирования аэродинамики малого пассажирского экраноплана (рисунок 1) в сравнении с результатами испытаний в аэродинамической трубе и результатами моделирования условий аэротрубных испытаний. Предложена методика непрерывного автоматизированного расчета серии вариантов аэродинамической компоновки для определения диапазонов компоновочных параметров, при которых судно удовлетворяет критериям продольной статической устойчивости движения экраноплана на крейсерском режиме. Проведена верификация методики определения коэффициента продольного аэродинамического демпфирования. Определены характерные зависимости критериев продольной статической устойчивости от параметров установки крыла и оперения. Показано влияние закрылков и предкрылков на характер действия экранного эффекта. По результатам применения разработанных методических подходов с использованием

численного моделирования выполнено проектирование и проведены испытания пилотируемой модели малого пассажирского экраноплана со стартовым устройством на воздушной подушке (ООО Судостроительная компания «АЭРОХОД», рисунок 2, а), а также буксировочные испытания модели экраноплана гибридной компоновочной схемы (ООО «Опытно-конструкторское бюро по экранопланам RDC Aqualines», рисунок 2, б). Исследование экранной аэродинамики выполнено при методической поддержке сотрудников кафедры «Кораблестроение и авиационная техника» Нижегородского государственного технического университета им. Р.Е. Алексеева.

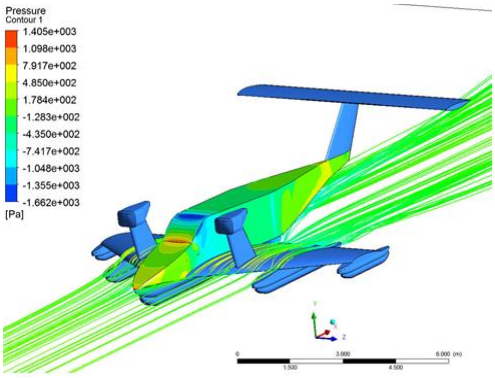


Рис. 1. Линии тока и распределение аэродинамического давления по результатам численного моделирования экранной аэродинамики



а) **б)**

Рис. 2. Пилотируемая модель экраноплана со стартовым устройством на воздушной подушке (а) и буксируемая модель экраноплана гибридной компоновочной схемы (б)

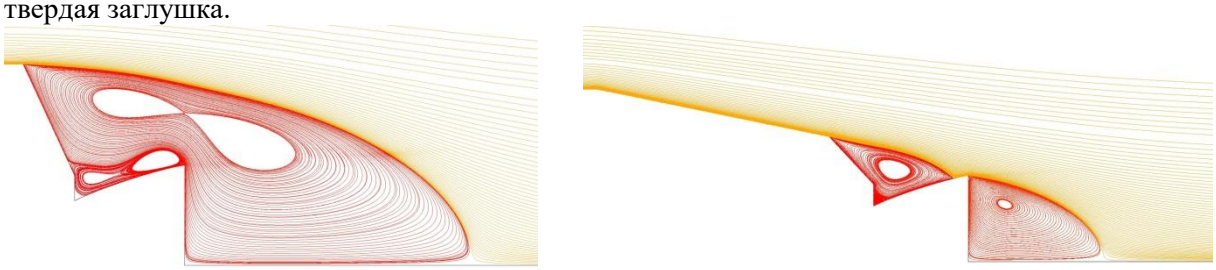
Литература:
1. Иродов Р.Д. Критерий продольной устойчивости экраноплана при полете с постоянной скоростью вблизи экрана. Ученые записки ЦАГИ. Т. 1. – 1970. – № 4. – С. 63–74.
2. Маскалик А.И., Нагапетян Р.А., Иваненко В.В., Бутлицкий А.Г., Томилин В.В., Лукьянов А.И. Экранопланы: транспортные суда 21 века – СПб.: Судостроение, 2005 – 576 с.
3. Февральских, А.В. Разработка методики проектирования аэрогидродинамической компоновки амфибийного судна на воздушной подушке с аэродинамической разгрузкой на основе численного моделирования: дис. … канд. техн. наук. – Нижний Новгород: НГТУ им. Р.Е. Алексеева, 2017. – 175 с.

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ЗАДНЕЙ ЧАСТИ ВОЗВРАЩАЕМОЙ СТУПЕНИ РАКЕТОНОСИТЕЛЯ НА ДОННОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ НА РЕЖИМАХ ВЫВЕДЕНИЯ И ВОЗВРАЩЕНИЯ

Д.С. Федоров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

При создании нового поколения транспортных систем для доставки в космос грузов и пассажиров рассматриваются проекты, которые немного отходят от классических схем и систем выведения [1]-[3]. Это либо полностью многоразовые, либо частично многоразовые системы. На современном уровне технологического развития частично многоразовые системы выглядят предпочтительнее. Из таких проектов, достигших уровня готовности макета, демонстратора или опытного образца, можно выделить отечественные проекты ракетоносителей (РН) тяжелого класса с двумя или четырьмя возвращаемыми боковыми блоками с прямым крылом типа «Байкал» либо с одним боковым блоком типа «Байкал» в качестве первой ступени РН легкого класса и проект SpaceX Илона Маска – РН Falcon Heavy с возможность повторного использования, который совершил всего лишь один удачный пуск за время экспериментальной отработки РН. Посадка возвращаемых блоков типа «Байкал» происходит «по-самолетному» на взлетно-посадочную полосу, расположенную на небольшом удалении от стартового стола РН.

Один из вариантов посадки для бокового блока типа «Байкал» рассматривается без работающего маршевого двигателя. На режимах выведения и посадки РН наиболее существенной частью траектории, в которой путем изменения формы только задней части бокового блока можно получить значительный выигрыш в донном сопротивлении, является дозвуковой участок полета. Чтобы получить первую оценку величины донного сопротивления, была рассмотрена геометрия бокового блока типа «Байкал» в виде осесимметричного тела длиной 28 м, без прямого крыла, органов управления и других особенностей. Исследовано обтекание блока под нулевым углом атаки при числе M=0.4 и 0.51 и числе $Re=1.83*10^8$ и $Re=2.39*10^8$ соответственно. Рассмотрены два вида задней части бокового блока – цилиндрическая и коническая. Цилиндрическая задняя часть представляет собой продолжение миделевого сечения почти до самого конца бокового блока. Коническая задняя часть представляет собой набор обратных конусов. Из торца бокового блока выходит внешняя стенка сопла двигателя. В выходном сечении двигателя располагается твердая заглушка.



а) **б)**

Рис. 1. Линии тока: а) цилиндрическая задняя часть, б) коническая задняя часть

Оценка величины донного сопротивления производилась на основе результатов численного моделирования с помощью программного комплекса ANSYS Fluent 18.2. Численное моделирование проводилось в рамках системы уравнений Рейнольдса с моделью турбулентности Спаларта-Альмараса в предположении гипотезы развитой турбулентности. Для построения сеток использован программный комплекс Pointwise 18. Для численного моделирования применялись многоблочные структурированные сетки размером от 0.8 до 3 млн. ячеек с выделением пограничного слоя. Разрешение пограничного слоя составило 301 ячейку, размер первой ячейки составил10^{-5} м.

Сравнение цилиндрической и конической задней части для бокового блока типа «Байкал» при дозвуковом обтекании и нулевом угле атаки в осесимметричной постановке без работающего маршевого двигателя показало, что использование конической задней части приводит к уменьшению общего сопротивления бокового блока на 57% при M=0.51 и на 55% при M=0.4 по сравнению с использованием цилиндрической задней части. Данный результат хорошо коррелирует с размерами отрывных зон, которые можно видеть в картине линий тока при M=0.51 на рисунке 1.

Литература:
1. Петров К.П. Аэродинамика ракет. - М.: Машиностроение,1977.
2. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов.- М.: Машиностроение, 1985.
3. Петров К.П. Аэродинамика транспортных космических систем.- М.: Эдиториал УРСС, 2000.

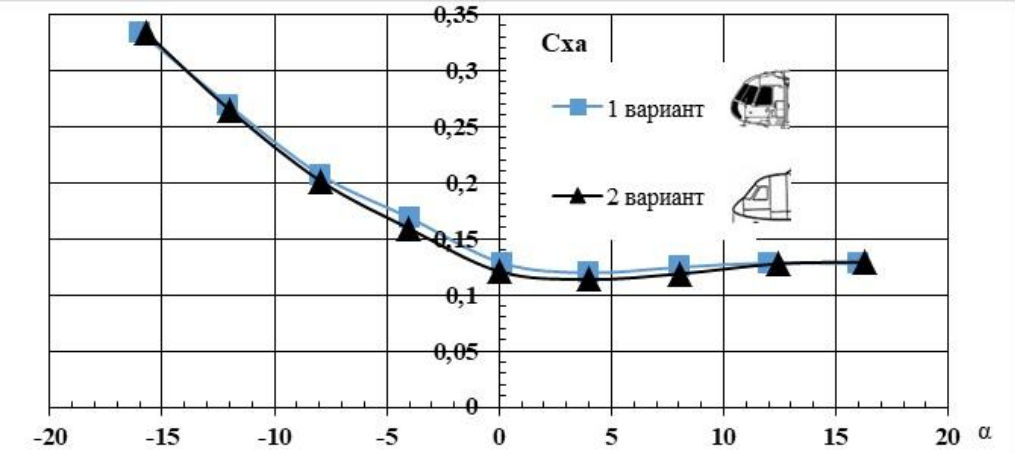
ПОИСК ПУТЕЙ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ ВЕРТОЛЕТА

К.Э. Федоровых, Д.А. Петрухин, А.М. Головкин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В последнее время во всём мире отмечается значительный рост исследований в области повышения скорости полета перспективных винтокрылых летательных аппаратов (ВКЛА). Характерными примерами этой тенденции могут служить экспериментальные вертолеты: Sikorsky X-2 с толкающим воздушным винтом, на котором была достигнута скорость горизонтального полета более 460 км/час (США) и Eurocopter X3 с тянущими воздушными винтами, достигший скорости полета 420 км/час (Объединённая Европа). В ЦАГИ (Россия) уделяется большое внимание поиску решений, направленных на существенное повышение аэродинамических и летно-технических характеристик ВКЛА. Одной из основных задач повышения максимальной скорости полета является снижение вредного сопротивления корпуса вертолета, на преодоление которой, по оценке [1], требуется 45% от всей потребной мощности вертолета. Улучшение обтекания фюзеляжа приведет к улучшению потока за ним, что повысит

эффективность рулевого винта и стабилизатора, снизит потребную мощность. Это позволит уменьшить вредные выбросы и шумовое загрязнение, обусловленное работой двигателя и несущим винтом.

В работе исследовались различные пути снижения вредного сопротивления корпуса вертолета. Проанализировано влияние формы различных типов фюзеляжа вертолётов на лобовое сопротивление. На основе экспериментальных исследований, проведённых в НИО-5 ЦАГИ, и анализа открытой информации было исследовано влияние различных элементов корпуса вертолёта, таких как спонсоны, крыло, стабилизатор, кабан, выхлопные трубы и вертикальное оперение, на их вклад в общее сопротивление вертолёта. Благодаря быстрому развитию вычислительной техники и коммерческих программ, основанных на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса [2,3,4], появилась возможность проводить численное моделирование обтекания фюзеляжей. Расчёт проводился в Ansys Fluent, CFX (лицензия ЦАГИ 501024) и Flow EFD. Проведено сравнение с экспериментом, которое показало удовлетворительное согласование данных. По эмпирическим формулам и расчётам в коммерческих пакетах была определена добавка от сил поверхностного трения во вклад общего сопротивления. На основе полученных данных было сформировано предложение по форме нового фюзеляжа.



Литература:
1. Charles N.Keys, Robert Wiesner Guidelines for Reducing Helicopter Parasite Drag, Journal of American Helicoter Society, №1, 1975.
2. R. Steijl, and G. Barakos, "Sliding Mesh Algorithm for CFD Analysis of Helicopter Rotor–Fuselage Aerodynamics" // Int. J. Numer. Meth. Fluids, 2008, Vol 58, pp. 527–549.
3. A.N. Kusyumov, S.A. Mikhailov, A.O. Garipov, E.I. Nikolaev, and G. Barakos, CFD Simulation of Fuselage Aerodynamics of the “ANSAT” Helicopter Protype // Transaction on control and mechanical system, 2012, Vol. 1, № 7, pp. 318-324
4. Langtry, R.B., Menter, F.R. 2005. Transition modeling of general CFD applications in aeronautics. AIAA Paper 2005-522.

ПОДАВЛЕНИЕ ТРАНСЗВУКОВОГО БАФТИНГА НА ПРОФИЛЕ КРЫЛА С ПОМОЩЬЮ ДВИЖУЩЕГОСЯ УЧАСТКА ПОВЕРХНОСТИ

К.Г. Хайруллин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Полет на при трансзвуковых скоростях характеризуется наличием локальных сверхзвуковых областей на верхней поверхности профиля крыла замыкающихся скачком уплотнения. Этот скачок при полете на режимах с большими значениями числа Маха или угла атаки может осциллировать с частотами порядка 100 Гц. Это явление, известное как трансзвуковой бафтинг крыла, связано с нестационарным взаимодействием оторвавшегося пограничного слоя со скачком уплотнения на верхней поверхности крыла [1].

Для управления течением в пограничном слое и подавления колебаний скачка уплотнения были разработаны такие методы как выдув струй, отсос пограничного слоя, а так же различные типы вихрегенераторов [2]. Основной целью всех методов является затягивание отрыва пограничного слоя и уменьшение интенсивности взаимодействия со скачком уплотнения. Альтернативный способ управления, подробно исследованный для управления течением в дозвуковом пограничном слое [3], движущаяся поверхность, позволяет достичь той же цели с меньшими затратами энергии.

В настоящей работе в рамках двумерных уравнений Рейнольдса исследовано управление трансзвуковым течением около профиля крыла с помощью движущегося участка его поверхности. Показано, что предлагаемый способ управления течением в пограничном слое не ухудшает несущие свойства крыла и позволяет затянуть начало бафтинг на большие углы атаки.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект №16-19-10407).

Литература:
1. Crouch J., Garbaruk A., Magidov D., Travin A. Origin of transonic buffet on aerofoils // Journal of Fluid Mechanics, 2009, Vol. 628, P. 357–369.
2. Петров А.В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. – 404 С. ISBN 978-5-9221-1343-4
3. Modi V.J. Moving Surface Boundary-Layer Control: A Review // Journal of Fluids and Structures, 1997, Vol. 11, P. 627–663.

ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ ПОДКРЫЛЬЕВОГО ГРУЗА С ПОМОЩЬЮ ВНУТРЕННИХ ТЕНЗОВЕСОВ, ЗАКРЕПЛЕННЫХ НА ВЕРТИКАЛЬНОМ ПИЛОНЕ

С.Д. Хваличев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, МФТИ, г. Москва),
Н.Д. Агеев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, МФТИ, г. Москва, НИУ МГСУ, г. Москва),
А.А. Павленко (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, МФТИ, г. Москва)

При экспериментальном исследовании в аэродинамических трубах (АДТ) аэродинамических сил и моментов, действующих на модели подвесных грузов, с помощью внутренних тензовесов схема закрепления модели груза требует отсутствия контакта между моделью и поддерживающим устройством. На практике это требование достигается путём организации зазора определённой ширины между оболочкой модели и пилоном, что приводит к установлению во внутренней полости модели груза некоторого статического давления, как правило, отличающегося от статического давления на его внешней поверхности.

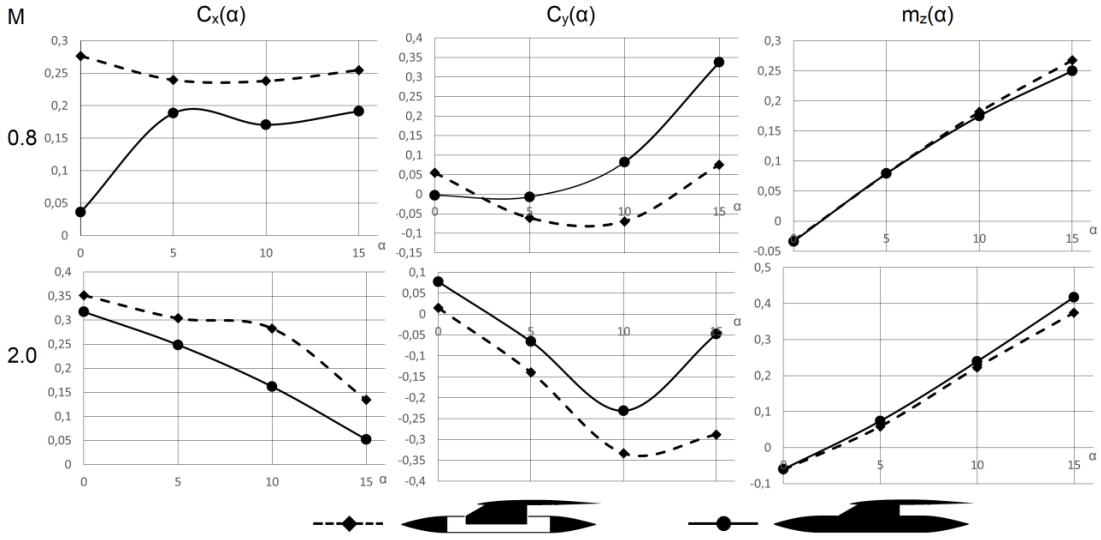


Рис. 1. Зависимости коэффициентов аэродинамических сил и моментов, действующих на модель подвесного груза, от угла атаки при различных числах *M*

В результате фактически измеряются силы и моменты, отличные от тех, что действуют модель груза, жестко закрепленного на пилоне. Чтобы оценить разницу между измеряемыми и реальными силами было проведено численное исследование обтекания системы крыло-пилон-подвесной груз потоком вязкого газа при числах M=0.8 и M=2, и числах Re, соответствующих эксперименту в АДТ. Моделирование выполнено в рамках уравнений Рейнольдса с замыканием по модели турбулентности SST. Начальные условия соответствуют равномерному потоку. Рассмотрено обтекание при углах атаки в диапазоне от 0° до 15°. Аэродинамические характеристики обезразмерены на площадь миделя модели груза, его длину и скоростной напор на входной границе расчётной области. Графики зависимостей коэффициентов нормальной силы, продольной силы и момента тангажа в связанной системе координат приведены на рисунке 1. Результаты расчётов показывают, что разница в значениях коэффициентов

аэродинамических сил составляет порядка 0.1, а коэффициенты момента тангажа отличаются не более чем на 10%. Таким образом, показано, что силы, измеряемые внутренними тензовесами при данном способе крепления модели груза к пилону, могут значительно отличаться от реальных.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МОДЕЛИ ПЕРСПЕКТИВНОГО АДМИНИСТРАТИВНОГО САМОЛЕТА С ДВИГАТЕЛЯМИ НАД КРЫЛОМ В КРЕЙСЕРСКОЙ И ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

И.Л. Чернышев, А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя, И.А. Губанова, Д.А. Ступак, В.М. Фомин (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Проведены подробные расчетно-экспериментальные исследования аэродинамической компоновки перспективного административного самолета повышенного комфорта с каплевидной формой фюзеляжа и крылом малой стреловидности ($\chi_{1/4}$=10°), рассчитанной на M=0.82. Экспериментальные исследования аэродинамической модели в крейсерской и взлетно-посадочной конфигурации проведены в АДТ Т-128. Показано, что выбранная конфигурация ЛА обеспечивает выполнение требований по скорости и базированию. Выполненные расчеты и визуализация обтекания методом цветной жидкой масляной пленки позволили определить места зарождения отрывов потока и наметить мероприятия по дальнейшему совершенствованию компоновки.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УГЛА РАСПОЛОЖЕНИЯ ЛОПАТОК НА ТЕЧЕНИЕ ГАЗА В ПОВОРОТНОМ КОЛЕНЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ

Ю.И. Чистов, А.Я. Чудаков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

При разработке перспективной дозвуковой аэродинамической трубы Т-204 проводятся исследования течения газа в различных элементах тракта, в том числе и в поворотных коленах. В большинстве аэродинамических труб поворотные лопатки располагаются под углом в 45°.

В данной работе было проведено численное моделирование течения газа в поворотном колене с лопатками, установленными под углами 45° и 30° при параметрах торможения p_0=1атм, T_0=300 К. На входе в расчетную область задавалось однородное и равномерное течение со скоростью 45 м/с.

Размеры и форма исследуемого поворотного колена соответствовали колену № 1 аэродинамической трубы Т-204. На рис. 1 представлена выбранная форма лопаток, максимальная толщина Z которых составляет 0,2 м.

В рассматриваемом поворотном колено размещаются восемь поворотных лопаток указанного размера. Однако, расчетная область включала в себя только часть поворотного колена, состоящую из внутренней стенки колена и трех поворотных лопаток.

Решение прямой задачи осуществлялось с помощью программного комплекса ANSYS Fluent. Методика, рассматриваемая в данной работе, решает задачу в двумерной постановке. При расчетах в ANSYS Fluent применялись однопараметрическая дифференциальная модель турбулентности Спаларта – Альмараса, замкнутая уравнением энергии, и неявная разностная схема второго порядка аппроксимации по пространству, заданная на основе метода наименьших квадратов.

При проведении расчетов предполагалось, что воздух – совершенный газ. Вязкость рассчитывалась по формуле Сазерленда. Температура стенок принималась T_w=300 К. Коэффициент теплопроводности воздуха λ задавался путем полиномиальной аппроксимации справочных данных.

Результаты решения прямой задачи о характере течения газа в колене при различных вариантах установки лопаток представлены в виде полей скорости течения на рис. 2 и рис. 3. Видно, что при установке лопаток под углом 30° между лопатками образуются расширяющиеся каналы, в которых происходит торможение потока.

Данный эффект демонстрируется на рис. 4, где представлены распределения скорости течения в сечениях на выходе из расчетной области. Видно, что среднее значение скорости при установке лопаток под углом 30° заметно меньше. Пилообразный характер распределений скорости связан с образованием вихревых зон на задних кромках лопаток.

Таким образом, установка лопаток под углом 30° может сократить геометрические размеры диффузоров и, соответственно, общие габариты контура.

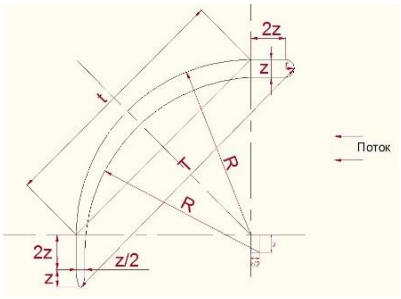


Рис. 1. Геометрия поворотной лопатки

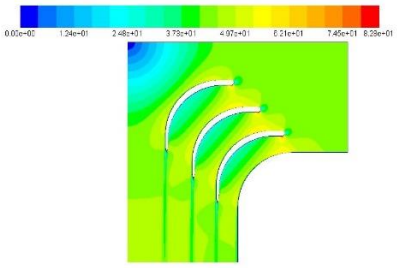


Рис. 2. Поле скорости с углом лопаток в 45°

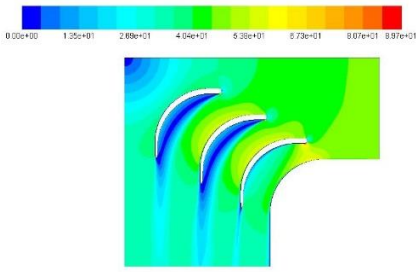


Рис. 3. Поле скорости с углом лопаток в 30°

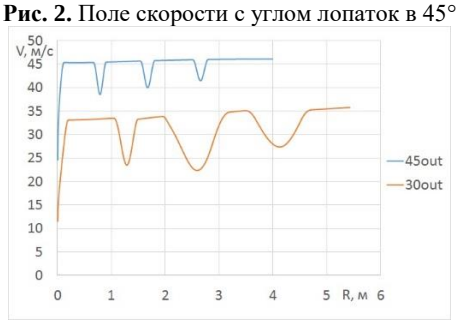


Рис. 4. Сравнение распределений скорости течения на выходе из расчетной области°

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛОСКОГО ДВУХКОНТУРНОГО ВЫХОДНОГО УСТРОЙСТВА ДВИГАТЕЛЯ ИЗМЕНЯЕМОГО ЦИКЛА СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА

А.В. Шенкин, А.П. Быков, С.А. Колесникова, А.П. Мазуров (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Возможность создания нового поколения сверхзвуковых пассажирских самолётов (СПС) тесно связана с решением проблем воздействия этих летательных аппаратов на окружающую среду. С целью снижения шума на местности ЦАГИ предложены варианты аэродинамических компоновок СПС с расположением пакета двигателей на верхней поверхности фюзеляжа. В составе силовых установок рассматривается возможность применения двигателей изменяемого цикла (ДИЦ), оснащённых плоскими двухконтурными выходными устройствами. Выбор газодинамической схемы плоского двухконтурного сопла под параметры одной из перспективных конструктивно-компоновочных схем ДИЦ проводился в работе [1] на основании двух равнозначимых критериев. Прежде всего, для достижения требуемого уровня акустических характеристик СПС на малошумных взлётных режимах (M=0.25), сопло должно обеспечивать расчётный характер истечения реактивных струй без перерасширения до сверхзвуковых чисел Маха и образования ударных волн. Другим, не менее важным, критерием является обеспечение минимальных потерь эффективной тяги (на уровне 2÷3% идеальной тяги сопла) на максимально продолжительном крейсерском режиме полёта с числом Маха M=1.80.

Основная задача настоящего расчётного исследования заключалась в уточнении геометрических параметров и предварительной оценке тяговых характеристик плоского двухконтурного выходного устройства в диапазоне режимов полёта СПС. Численное моделирование внутренних течений и внешнего обтекания сопла в диапазоне чисел Маха набегающего потока M≅0.25÷2.00 проводилось в двумерной постановке на базе осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. При проведении параметрических расчётов такой подход представляется обоснованным для тесной компоновки пакета двигателей между килями, характерной для СПС, когда внешнее обтекание сопл в первом приближении близко к плоскому.

По данным расчётов на малошумном взлётном режиме с числом M≅0.25 исследуемая схема сопла позволяет обеспечить дозвуковые скорости истечения реактивных струй внутреннего (горячего) и наружного (холодного) контуров двигателя в пределах U_c≤400 и 270 м/с соответственно. В дозвуковом диапазоне чисел Маха набегающего потока M≅0.25÷0.90 потери продольной составляющей эффективной тяги в плоском двухконтурном выходном устройстве не превышают 1.5% идеальной тяги сопла. Максимальный уровень потерь, примерно равный 3.9÷7.8% идеальной тяги сопла, был получен в диапазоне чисел Маха M=1.10÷1.40, где

наибольший вклад в потери эффективной тяги вносит сопротивление наружных обводов сопла. Расчёты также продемонстрировали возможность снижения потерь на этих режимах примерно до 3.2÷6.0% за счёт выбора рациональных геометрических параметров наружных обводов сопла. На крейсерском сверхзвуковом режиме полёта с числом Маха M=1.80 потери эффективной тяги в плоском двухконтурном выходном устройстве примерно равны 2.3÷2.4% идеальной тяги сопла.

Необходимо отметить, что двумерный подход не учитывает некоторые особенности компоновки пакета плоских сопл на СПС. Боковые стенки плоского сопла должны обеспечивать необходимую жёсткость конструкции, а их толщина быть достаточной для размещения приводов управления подвижными элементами конструкции сопла. В этой связи на срезе боковых стенок, как правило, образуются уступы, суммарная площадь которых может достигать примерно 20% от площади критического сечения сопла. Обтекание уступов происходит с отрывом потока, что приводит к дополнительному донному сопротивлению, которое необходимо учитывать в потерях эффективной тяги сопла в компоновке на летательном аппарате. Расчётная оценка, проведенная на основании численного моделирования пространственного обтекания плоских сопл в компоновке на СПС, показала, что донное сопротивление уступов в диапазоне чисел Маха M=1.60÷2.00 может составить порядка 0.6÷0.8% идеальной тяги сопла.

Литература:
1. Шенкин А.В., Быков А.П., Колесникова С.А., Мазуров А.П. Выбор газодинамической схемы и рациональных геометрических параметров плоских выходных устройств пассажирского самолета с крейсерской сверхзвуковой скоростью полёта. Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике, Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского, 2018, С. 74.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВИЗУАЛИЗАЦИИ И КОНТРОЛЯ СИСТЕМЫ ВОЗДУХОСНАБЖЕНИЯ АДТ Т-128

В.А. Якушев, В.М. Коваленков (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

В АДТ Т-128 за создание в контуре необходимого значения давления и поддержание заданных параметров в ходе эксперимента (Re, Q или P_0) отвечает система наполнения, вакуумирования и аварийной защиты. Система состоит из подводящих трубопроводов, двух резервных емкостей, поворотных затворов, управляющих дросселей, вакуумной станции с 2-мя вакуумными емкостями, двух аварийных клапанов, отсечной задвижки и системы управления запорными органами.

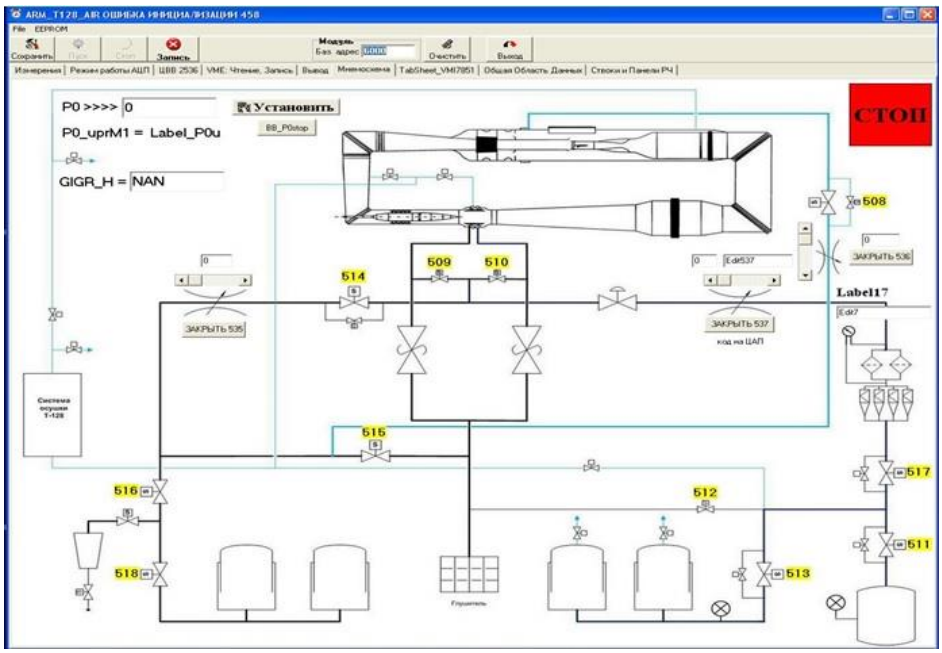


Рис. 1. Главный рабочий экран (мнемосхема контура АДТ Т-128) ПК ARM_T128_AIR

Для обеспечения аэродинамических испытаний современных и перспективных летательных аппаратов система должна соответствовать следующим основным требованиям:

1. Поддерживать в автоматическом режиме полное давление в контуре АДТ Т-128 с

относительной погрешностью 0.1%.

2. Обеспечивать в автоматическом режиме поддержание заданных параметров Re и Q в контуре АДТ Т-128 в ходе проведения эксперимента с точностью 0.1%.

Для обеспечения автоматизации процессов поддержания заданного значения давления в контуре АДТ Т-128 разработан программный комплекс ARM_T128_AIR (ПК) на современном объектно-ориентированном языке программирования Borland C++ V6.0 под операционную систему WINDOWS [Рисунок 1].

ПК имеет модульную структуру, где каждый модуль реализует решение определенных задач:

1. Индикация поворотных затворов, датчиков давления, положения штоков дросселей
2. Обмен информацией с другими прикладными программами, входящими в состав ПК «ПОТОК» средствами управляющих сообщений и организацией общей области данных.
3. Управление дросселями от ЭВМ с точным позиционированием
4. Автоматизированное управление системой поворотных затворов
5. Управление в автоматическом и автоматизированном режимах створками и панелями РЧ№1 и РЧ№2

Разработанный ПК ARM_T128_AIR внедрен в состав прикладных программ управления ПК «ПОТОК» АДТ Т-128 и проходит тестирования по накоплению статистических данных.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ВОЛНОЛЕТОВ С РАЗЛИЧНЫМИ КОНФИГУРАЦИЯМИ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДА КОНТРОЛЬНОГО ОБЪЕМА

Д.С. Яцухно (ИПМех РАН, г. Москва)

В настоящей работе проанализированы экспериментальные исследования [1-4] аэродинамических характеристик волнолетов различной формы с острыми и затупленными кромками для широкого диапазона скоростей, углов атаки и скольжения. С помощью компьютерного кода UST3D [5, 6], реализующего метод расщепления по физическим процессам в рамках метода контрольного объема выполнен расчет коэффициентов силовых и моментных характеристик, а также подробно описана структура течения в близи поверхности волнолетов. Выполнено сравнение различных подходов к решению задачи о распаде произвольного разрыва.

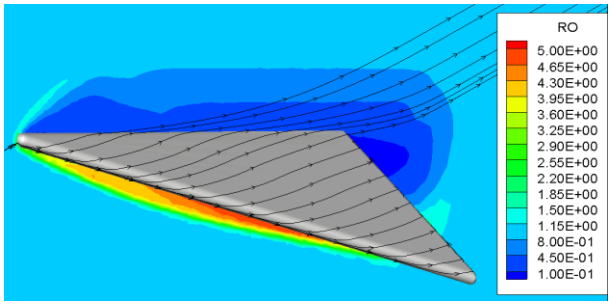


Рис. 1. Обтекание затупленного волнолета на основе Λ-крыла под углом атаки $\alpha = 20°$. Распределение безразмерной плотности и линии тока

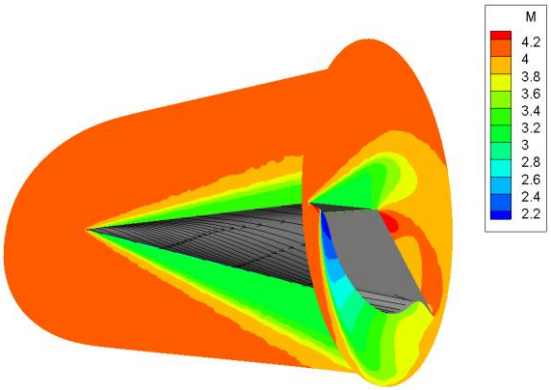


Рис. 2. Обтекание волнолета на основе эллиптического конуса под углом атаки $\alpha = -5°$ и углом скольжения $\beta = -20°$. Распределение числа Маха и линии тока

Литература:

1. Rasmussen M.L. Experimental Forces and Moments on Cone-Derived Waveriders for M=3 to 5 // Journal of Spacecraft and Rockets. 1982. V. 19. № 6. P. 592-598.
2. Kipke K. Experimentelle Untersuchungen an Wellenreiter-Flugeln im Hypeschallbereich // Abd. der Brau. 1969. V. 21. P. 407-328.
3. Lewis M.J., Gillum M.J. Experimental Results on a Mach 14 Waverider with Blunt Leading Edges // Journal of Aircraft. 1997. V. 34. № 3. P. 296-303.
4. Bauer S.X.S. Analysis of Two Viscous Optimized Waveriders // Proc. of the 1st Int. Hyper. Waver. Symp. 1990. P. 1-27.
5. Surzhikov S.T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data // Journal of Physics: Conference Series. 2017. V. 815. № 012023.
6. Яцухно Д.С., Суржиков С.Т. Метод расщепления по физическим процессам в задаче моделирования обтекания перспективного высокоскоростного летательного аппарата // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2018 № 1. С. 20-33

ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ

№		
	А	
1.	*И.В. Абалакин*	*15*
2.	*К.А. Абрамова*	*16*
3.	*Н.Д. Агеев*	*16, 185*
4.	*П.А. Агуреев*	*17, 18*
5.	*А.Б. Айрапетов*	*19, 20*
6.	*В.О. Акинфиев*	*20, 21, 22*
7.	*А.А. Аксенов*	*22*
8.	*В.К. Алаторцев*	*23*
9.	*А.А. Александров*	*24*
10.	*А.В. Александров*	*25, 26*
11.	*Е.А. Александрова*	*25, 26*
12.	*А.А. Алексеев*	*27*
13.	*С.А. Алексеев*	*28*
14.	*В.С. Алесин*	*29*
15.	*Д.А. Алиева*	*29*
16.	*И.А. Амелюшкин*	*31*
17.	*Г.А. Амирьянц*	*32*
18.	*В.А. Анимица*	*33, 166*
19.	*М.В. Анимица*	*33*
20.	*О.В. Анимица*	*34*
21.	*К.С. Анисимов*	*35*
22.	*А.И. Аржанов*	*174*
23.	*М.А. Архангельская*	*36*
24.	*Ю.А. Архангельский*	*37, 38*
25.	*М.Е. Архипов*	*39*
26.	*Р.Ш. Аюпов*	*40*
	Б	
27.	*А.А. Бабулин*	*22, 105*
28.	*В.Э. Балдин*	*18*
29.	*С.А. Баранов*	*41, 42, 43*
30.	*В.А. Баринов*	*44*
31.	*А.К. Басов*	*45*
32.	*Н.И. Батура*	*45*
33.	*С. Бахне*	*46*
34.	*И.Г. Башкиров*	*47*
35.	*В.К. Белкин*	*48*
36.	*В.Г. Белова*	*49, 50*
37.	*А.В. Бельчихина*	*51*
38.	*И.В. Беляев*	*51, 52, 179*
39.	*А.Н. Беляевский*	*174*
40.	*Л.А. Бендерский*	*40, 53, 54*
41.	*А.В. Бизюков*	*55*
42.	*Г.В. Бирюков*	*56*
43.	*К.А. Бирюкова*	*56*
44.	*В.А. Битюрин*	*45*
45.	*Ю.К. Блокин-Мечталин*	*56*
46.	*В.Б. Бобков*	*15*
47.	*В.В. Богатырев*	*57, 58*
48.	*В.И. Богомазов*	*59*
49.	*Г.Н. Богомазова*	*60*
50.	*А.А. Болдырев*	*60*
51.	*А.Л. Болсуновский*	*61, 186*
52.	*С.А. Болсуновский*	*61, 62*
53.	*А.В. Бондарев*	*63, 64*
54.	*А.О. Бондарев*	*17, 64*
55.	*Е.А. Борисов*	*33, 65*
56.	*В.Г. Борисова*	*66*
57.	*Н.А. Борисова*	*66*
58.	*В.Я. Боровой*	*25*
59.	*И.С. Босняков*	*34, 67*
60.	*С.М. Босняков*	*67*
61.	*Е.А. Бруснова*	*68*
62.	*В.А. Брусов*	*69*
63.	*М.А. Брутян*	*70*
64.	*Н.П. Бузоверя*	*61, 186*
65.	*А.И. Булатов*	*64*
66.	*Н.Г. Бураго*	*71*
67.	*Н.В. Бучнев*	*72*
68.	*П.М. Бывальцев*	*22*
69.	*А.П. Быков*	*73, 187*
70.	*С.С. Бычков*	*45*
71.	*А.Г. Бюшгенс*	*175*
	В	
72.	*А.В. Ваганов*	*74*
73.	*Х.Ф. Валиев*	*75*
74.	*П.М. Васенина*	*76*
75.	*С.С. Васин*	*63*
76.	*А.Н. Варюхин*	*119, 177*
77.	*В.Д. Вермель*	*48*
78.	*В.А. Вершков*	*77*
79.	*В.А. Виноградов*	*49, 50*
80.	*В.В. Власенко*	*77, 78*
81.	*А.Н. Власов*	*79*
82.	*Н.В. Воеводенко*	*80*
83.	*В.В. Вождаев*	*81*
84.	*А.О. Волкова*	*39*
85.	*А.Ю. Воронин*	*82*
86.	*А.В. Воронков*	*24*
87.	*В.В. Вышинский*	*91*
	Г	
88.	*Д.А. Гаджиев*	*83*
89.	*Г.Г. Гаджимагомедов*	*41, 84*
90.	*А.М. Гайфуллин*	*34, 84*
91.	*М.Д. Гамируллин*	*42*
92.	*Ю.Х. Ганиев*	*85*
93.	*Н.Д. Гвоздев*	*33, 86*
94.	*А.В. Гелиев*	*177*
95.	*С.В. Герасимов*	*87*
96.	*Д.И. Гилязев*	*47, 51, 87*
97.	*С.А. Глазков*	*84, 88*
98.	*С.В. Глёкин*	*40*
99.	*Т.Д. Глушков*	*55, 56, 76, 89, 180*
100.	*О.А. Гобызов*	*85*
101.	*Н.В. Головина*	*35, 90*
102.	*А.М. Головкин*	*183*
103.	*М.А. Головкин*	*90, 91*
104.	*Е.В. Головкина*	*60*

105. И.Г. Головнев 91
106. А.Ю. Голубев 92
107. Л.Г. Гонцова 174
108. М.М. Гончаров 45
109. В.С. Горбовской 47, 93
110. В.Г. Горбунов 90
111. А.Р. Горбушин 32, 84, 88, 94
112. А.Н. Гордеев 95
113. Е.Б. Горский 111
114. Н.М. Гревцов 96
115. И.А. Гришин 117
116. И.И. Гришин 29, 97
117. В.А. Грушин 45
118. А.А. Губанов 80, 98
119. Г.А. Губанов 61, 99
120. И.А. Губанова 87, 186
121. В.В. Губский 29
122. М.Е. Гульцова 127
123. М.А. Гусаров 20, 21
124. Н.А. Гусарова 64

Д

125. К.А. Деев 99
126. А.А. Дементьев 47
127. В.Ю. Демин 174
128. М.А. Демьянов 100
129. С.Л. Денисов 101
130. С.А. Дерябин 102
131. П.А. Десятник 34, 37, 38
132. Д.О. Дець 60
133. Ю.И. Диденко 103
134. С.В. Дикий 174
135. В.Г. Дмитриев 104
136. А.В. Долотовский 105
137. Д.К. Драч 90
138. А.С. Дроздов 106, 107
139. О.В. Дружинин 107
140. А.П. Дубень 15, 67
141. Г.Н. Дудин 108
142. Г.Я. Дынникова 109
143. А.Ю. Дюг 110

Е

144. Ю.Ю. Евдокимов 17, 18, 36, 48, 64, 110
145. А.Г. Егорова 127
146. А.Д. Егорян 75
147. Д.С. Емельянов 111
148. М.Ф. Енгулатова 67
149. А.М. Еремин 112
150. М.М. Еремин 166
151. А.Л. Ермаков 113
152. П.В. Ерохин 27, 66, 114
153. А.А. Ершов 58
154. Е.А. Ершова 115
155. В.В. Ефимов 116
156. А.А. Ефремов 90, 117

Ж

157. Т.В. Жарников 117
158. В.А. Жаров 90
159. В.В. Жвик 84
160. В.И. Желонкин 117
161. М.В. Желонкин 117
162. С.А. Жеребятьев 174
163. Б.Е. Жестков 74
164. А.С. Жигалкин 118
165. В.А. Жилкин 151
166. С.В. Жлуктов 22
167. Н.Г. Журкин 45

З

168. Р.В. Забродин 123
169. М.Ю. Зайцев 101
170. Л.Е. Зайчик 34, 37, 38
171. Г.И. Замолодчиков 55, 76, 89
172. Б.С. Замтфорт 51, 52
173. В.С. Захарченко 119, 177
174. В.Н. Зиновьев 120
175. В.В. Зиняев 99, 121

И

176. У.Г. Ибрагимов 122
177. А.И. Иванов 39, 81
178. Л.Г. Ивантеева 123, 124,
179. А.К. Иванюшкин 35, 47, 87, 125
180. Д.С. Иванюшкин 126
181. С.А. Исаев 127, 180
182. С.А. Исакович 56, 76

К

183. А.В. Кажан 47, 51, 87, 93, 107
184. В.Г. Кажан 47, 51, 87, 93, 128
185. Е.В. Кажан 125
186. С.В. Кажичкин 144
187. С.В. Калашников 129
188. Е.И. Калитин 162
189. А.А. Камелин 60
190. В.А. Каримов 129
191. Е.В. Карпов 47, 87
192. О.М. Карякин 23
193. А.В. Катунин 19, 20
194. И.Н. Качарава 110, 121
195. А.Ф. Киселев 42, 43
196. М.А. Киселев 113
197. А.Ф. Киселёв 81, 124
198. Н.Н. Киселёв 130
199. В.А. Климина 131
200. А.А. Климова 60
201. В.В. Коваленко 81
202. В.М. Коваленков 188
203. С.А. Ковтун 117
204. Т.К. Козубская 15, 67
205. С.Ю. Козырев 18
206. А.Н. Козяйчев 103

207. В.А. Колесников 56
208. С.А. Колесникова 187
209. К.А. Колинько 29, 97
210. Н.М. Колушов 45
211. А.И. Кольнер 102
212. А.А. Комов 115
213. Д.В. Комратов 49, 50
214. В.М. Коноплева 63
215. А.А. Копылов 132
216. В.Ф. Копьев 52, 132
217. Ю.В. Коротков 35, 125
218. А.Б. Корочкин 18
219. В.Н. Кострыкин 68
220. К.Г. Косушкин 33, 86
221. А.Н. Котов 133
222. М.А. Котов 134
223. А.Б. Кощеев 135
224. А.Н. Кравцов 129
225. А.Н. Крайко 75
226. В.С. Криворученко 136
227. А.А. Кривощапов 137
228. Б.С. Крицкий 138
229. А.Л. Крупник 135
230. Г.А. Крушинова 60
231. В.С. Крымский 33, 65
232. М.С. Кубланов 113
233. В.М. Кувшинов 82, 139, 142
234. Е.А. Кудашкина 27
235. А.П. Курячий 42
236. С.А. Кузин 93
237. Е.В. Кузнецов 129
238. С.В. Кузнецов 92
239. В.П. Кузьмин 34
240. Ю.В. Кузьмин 140
241. Т.А. Кузьмина 162
242. В.И. Кукса 63
243. В.Б. Курилов 87
244. И.А. Курсаков 141
245. А.П. Куршин 142
246. С.И. Кусакин 102
247. А.Н. Кусюмов 176
248. С.С. Кутуев 142

Л

249. Г.Н. Лаврухин 20
250. Г.А. Лазурин 139
251. К.В. Лапшин 91
252. В.А. Лебига 120
253. А.В. Левицкий 143
254. А.Е. Леонтьев 62, 144
255. В.А. Леонтьев 33, 65
256. И.И. Лешихин 145
257. А.В. Ливерко 41
258. Д.В. Ливерко 20, 21, 22, 35, 64
259. М.В. Липавский 180
260. С.А. Лошкарев 68
261. И.В. Лукомский 95
262. В.Ю. Лунин 146
263. Д.О. Лушкин 45
264. А.В. Лысенков 35, 141
265. Д.С. Любаева 91
266. Д.А. Любимов 40, 53, 54, 118, 147

М

267. В.И. Маврицкий 33
268. А.П. Мазуров 73, 148, 187
269. А.Ю. Макаров 53
270. И.А. Макаров 117
271. А.К. Максютов 174
272. С.Ю. Маламанов 149
273. Е.Е. Мамонова 150
274. О.Б. Мамонтов 24
275. Д.Л. Мамышев 40
276. Ю.В. Мантрова 150
277. В.Г. Марков 151
278. Г.Я. Масленников 41
279. Л.А. Маслов 151
280. А.А. Матросов 90, 169
281. Е.С. Матяш 77
282. С.В. Матяш 35, 67, 88, 153
283. М.С. Махнев 153
284. А.С. Меньшиков 69
285. И.С. Меньшов 154
286. М.А. Меняйлов 98, 155
287. Ю.Ю. Мерзликин 69
288. А.Ю. Мерзляков 175
289. Р.М. Миргазов 91, 138
290. Ф.Э.угли Мирзаев 72
291. А.К. Миронов 93
292. Д.С. Миронов 120
293. А.Л. Митин 129, 137, 156
294. В.В. Митрофович 56, 89
295. С.А. Михайлов 176
296. С.В. Михайлов 67, 88
297. Ю.С. Михайлов 156, 157
298. С.С. Молев 77
299. И.В. Морозова 158
300. О.В. Мотова 41
301. В.Е. Мошаров 81
302. П.А. Мошков 159
303. Р.М. Мурзагалин 79, 139
304. Т.Г. Муханов 97

Н

305. Т.Ю. Наговицына 150
306. Ю.А. Найко 32
307. А.Г. Наливайко 23
308. Т.Т. Нгуен 160
309. В.Я. Нейланд 108
310. А.Д. Никитин 71
311. И.С. Никитин 71

312. Н.В. Николаев 129, 137
313. П.М. Николаев 36
314. А.А. Никуленко 144
315. Д.В. Никущенко 126
316. А.П. Новиков 123, 124
317. И.Н. Новиков 115
318. М.П. Новиков 123, 124
319. Е.В. Новогородцев 87
320. А.Ю. Ноздрачев 78
321. С.В. Носков 102

О

322. И.Ю. Овсянников 24
323. В.М. Овсянников 161
324. А.И. Олейников 161, 162
325. А.Ю. Онин 55, 56
326. Ф.Э. Орфинежад 178
327. К.А. Осипов 128, 163
328. С.Л. Осипова 94

П

329. А.А. Павленко 16, 185
330. О.В. Павленко 29, 153
331. А.Ю. Пак 120
332. А.В. Панюшкин 98, 129, 146
333. В.В. Петроневич 56
334. Д.А. Петрухин 183
335. Т.В. Погребная 164
336. В.Ю. Подаруев 67
337. В.А. Подобедов 90, 169
338. А.О. Подосинников 146
339. А.М. Подлеснов 24
340. Н.А. Польняков 40, 54
341. С.В. Поплавский 18
342. А.В. Потапов 123, 124
343. А.В. Потапчик 70
344. Д.В. Почкаенко 175
345. Т.М. Притуло 81, 124
346. Б.Ф. Прысев 165
347. В.А. Пупчин 99
348. Н.А. Пущин 61

Р

349. В.Н. Радченко 25
350. Д.Я. Рахманкулоа 119
351. М.В. Ревазов 64
352. А.В. Редькин 166
353. В.О. Решетин 20, 21, 22
354. П.В. Рогов 114
355. А.В. Родоман 114
356. А.С. Ртищева 167
357. М.А. Рубинштейн 33, 37, 65
358. Д.С. Рудаков 130
359. Л.Б. Рулева 134
360. И.В. Русаков 37
361. С.П. Рыбак 15

С

362. А.А. Савельев 35, 141
363. П.В. Савин 130, 168
364. М.А. Садовникова 168
365. В.И. Садчиков 158
366. В.Ф. Самохин 52, 104
367. В.И. Сахаров 74
368. А.И. Сахарова 169
369. А.П. Сашин 170
370. Д.С. Сбоев 41, 42, 43, 81, 84, 160
371. С.В. Свергун 151
372. П.Л. Сверканов 171
373. Ю.Н. Свириденко 34
374. С.Я. Севостьянов 132, 143
375. Н.В. Седова 47
376. Р.К. Селезнев 172
377. А.В. Семенов 32, 84, 88
378. М.Н. Семенцов 28
379. Н.А. Семилет 55, 76, 89, 180
380. И.В. Сенюев 74, 84
381. А.В. Сериков 172
382. А.В. Сетуха 173
383. Н.С. Сидоренко 91
384. М.Е. Сидорюк 97
385. В.А. Силантьев 66
386. Г.Н. Сироткин 172
387. А.В. Ситников 175
388. Е.Б. Скворцов 63
389. С.И. Скоморохов 169
390. А.В. Смирнов 168
391. Е.В. Смирнова 89
392. В.П. Соколянский 174
393. С.И. Солодовников 134
394. О.В. Сонин 145
395. К.Э. Сорокин 22
396. С.А. Сорокин 175
397. А.А. Сорокина 107
398. А.В. Сосин 85
399. В.А. Степанов 49, 50
400. Р.П. Степанов 176
401. В.В. Стрелков 111, 176
402. Е.В. Стрельцов 39, 141
403. Д.А. Ступак 32, 186
404. А.Г. Судаков 127
405. Г.Г. Судаков 67, 84
406. П.С. Сунцов 119, 177
407. С.Н. Супруненко 34
408. С.Т. Суржиков 134, 172
409. С.А. Сустин 56
410. В.В. Сысоев 177

Т

411. С.А. Таковицкий 126
412. В.А. Талызин 98
413. А.З. Тарасов 117
414. Н.Н. Тарасов 176
415. Л.Л. Теперин 47, 81, 178
416. Л.Н. Теперина 178
417. Э.П. Тепляков 130

418. В.А. Терехин 105
419. А.А. Терехова 53
420. С.В. Терешин 24
421. А.М. Тимербулатов 19, 20
422. В.А. Титарев 179
423. С.А. Титов 110
424. А.М. Тихонова 114
425. О.И. Ткаченко 117
426. С.Н. Толкачев 42, 43
427. А.И. Толстых 180
428. В.Ф. Третьяков 20, 21, 22
429. Н.В. Третьякова 45
430. И.В. Трифонов 17, 18, 48, 64, 110
431. Т.И. Трифонова 151
432. В.В. Трофимов 113
433. А.И. Трошин 46

У

434. О.А. Урусова 114
435. А.Е. Усачов 127, 180
436. А.В. Усов 17, 18, 36, 48, 64
437. М.В. Устинов 23

Ф

438. Г.А. Фараносов 52, 179
439. А.В. Февральских 181
440. А.В. Федоров 25
441. Д.С. Федоров 182
442. К.Э. Федоровых 183
443. В.А. Федосеева 102
444. С.Е. Филиппов 85
445. Е.В. Фирсов 72
446. Я.Ш. Флаксман 23
447. В.А. Фоломеев 66
448. В.М. Фомин 32, 186
449. А.С. Фурашов 55, 76, 89

Х

450. К.Г. Хайруллин 34, 184
451. Н.Г. Хайруллин 176
452. Ю.Д. Халецкий 104
453. Б.Г. Хан 120
454. С.Д. Хваличев 185
455. А.М. Хлопков 146
456. С.В. Ходунов 18
457. Н.Н. Хозяенко 32
458. А.Н. Храбров 29, 97

Ц

459. М.М. Целунов 74
460. В.Г. Ципенко 113

Ч

461. М.Н. Чанов 63, 64
462. А.В. Чаплыгин 95
463. Ю.Н. Чернавских 63
464. К.О. Чернигин 116
465. К.И. Черный 131
466. И.Л. Чернышев 20
467. С.А. Чернышев 132, 179
468. С.Л. Чернышев 42
469. И.Л. Чернышёв 186
470. С.Л. Чернышёв 81
471. Ч.Чжан 154
472. Ю.И. Чистов 186
473. С.С. Чичерин 72
474. П.В. Чувахов 26
475. А.Я. Чудаков 186
476. А.В. Чуднов 105

Ш

477. В.В. Шалашов 64
478. А.Н. Шаныгин 47
479. Е.А. Шарая 24
480. А.О. Шардин 144
481. А.В. Шарый 24
482. Т.Н. Шатаева 130
483. Ю.Г. Швалёв 80
484. В.И. Шевяков 22, 105
485. А.С. Шелехова 63
486. А.В. Шенкин 47, 73, 187
487. С.Д. Шипилов 164
488. Д.А. Широбоков 180
489. И.Н. Шишков 114
490. А.И. Шканаев 102
491. В.Н. Шманенков 85
492. В.В. Штапов 74
493. А.С. Шутенко 61, 62
494. Д.В. Шуховцов 151

Щ

495. А.А. Щедрин 17

Э

Ю

496. А.В. Юдин 109
497. В.Г. Юдин 81, 123, 124
498. А.А. Юстус 110

Я

499. В.А. Якушев 188
500. В.В. Янин 20, 169
501. Д.С. Яцухно 189
502. А.Е. Яшин 23
503. Ю.П. Яшин 37, 38

Материалы XXX научно-технической конференции
по аэродинамике, 1 –195

Отв. редактор **Волков А.В.**
Компьютерная верстка **Волкова С.А.**

Подписано в печать 11.04.2019 Формат бумаги 60х90 1/8 Тираж 330 экз.