

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



С 29 по 30 октября
2026г.
п. Володарского

«XXXVI Научно-Техническая
Конференция по
Аэродинамике»

М А Т Е Р И А Л Ы

**XXXVI НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ
ПО АЭРОДИНАМИКЕ**

Ц А Г И

2026г.



1.	К.А. Абрамова, И.С. Босняков (ФАО «ЦАГИ», г. Жуковский). Исследования возможности применения ИРСУ на крыле (профиле) в крейсерской конфигурации.	9
2.	К.А. Абрамова, И.С. Босняков, Г.Г. Судаков (ФАО «ЦАГИ», г. Жуковский). Расчетные исследования обтекания крыла конечного размаха в присутствии неподвижного и движущегося экрана.....	10
3.	А.Б. Айрапетов, А.В. Катунин (ФАО «ЦАГИ», г. Москва). Измерение скорости потока в промышленной АДТ методом ВВИС.....	10
4.	А.Б. Айрапетов, А.В. Катунин (ФАО «ЦАГИ», г. Москва). Определение аэродинамического воздействия на несущего винта вертолёта на объекты наземной инфраструктуры.....	11
5.	А.Б. Айрапетов, А.В. Катунин (ФАО «ЦАГИ», г. Москва). Экспериментальные исследования аэродинамического воздействия скоростного поезда на неподвижные объекты.....	12
6.	И.А. Амелюшкин, Е.В. Кривопалова (ФАО «ЦАГИ», г. Жуковский). Исследование аэрогидромеханических процессов, сопровождающих вращение цилиндра при его движении по воде.....	12
7.	И.А. Амелюшкин, Е.В. Кривопалова (ФАО «ЦАГИ», г. Жуковский). Моделирование аэродинамики подвижного крыла.....	13
8.	В.А. Анимца, К.Г. Косушкин, Б.С. Крицкий, А.Л. Медведский, Р.М. Миргазов, К.И. Сыпало (ФАО «ЦАГИ» г. Жуковский). Создание демонстратора винтокрылого летательного аппарата для городских агломераций с электрической силовой установкой.....	14
9.	Т.И. Аpletнева, И.Ю. Белоусов, Д.С. Волков, А.В. Корнушенко, О.В. Кудрявцев, А.В. Куляева (ФАО «ЦАГИ», г. Жуковский). Расчетно-экспериментальные исследования обтекания модели самолета с бустерными силовыми установками вблизи центроплана и на концах крыла.....	15
10.	М.Я. Бажанова, В.В. Вожаев (ФАО «ЦАГИ», г. Жуковский). Определение положения ламинарно-турбулентного перехода при наличии поперечного течения в пограничном слое.....	16
11.	С.А. Баклан, А.И. Шомов (АО «НЦВ им. М.Л. Миля и Н.И. Камова», г. Люберцы, рп. Томилино). Численный расчет воздушного потока в зоне взлетно-посадочной площадки корабля с учетом влияния качки.....	17
12.	Р.А. Балабанов, В.В. Власенко (ФАО «ЦАГИ», г. Жуковский). Метод вторых моментов применительно к турбулентным течениям с горением в предварительно перемешанном режиме.....	18
13.	С.А. Баранов, Е.Д. Кудрявцева, А.В. Ливерко, Д.С. Сбоев, С.Н. Толкачев (ФАО «ЦАГИ» г. Жуковский). Эксперименты по взаимодействию ударной волны с турбулентным пограничным слоем.....	19
14.	Н.И. Батура, Ю.Н. Галанская, Г.Н. Дудин, А.Я. Чудаков (ФАО «ЦАГИ» г. Жуковский). Влияние передней кромки пластины на течение в режиме вязкого взаимодействия.....	19
15.	И.Г. Баширов, А.В. Волков, Д.А. Запорожцев, У.Г. Ибрагимов, А.А. Павленко, Г.Н. Паскевич, С.В. Терещенко (ФАО «ЦАГИ», г. Жуковский). Формирование аэродинамического облика перспективного сверхзвукового гражданского самолета увеличенной дальности полета.....	20
16.	И.Ю. Белоусов, В.В. Богатырев, О.Н. Виноградов, А.В. Корнушенко, О.В. Павленко (ФАО «ЦАГИ», г. Жуковский), А.А. Аксенов, С.В. Жлуктов, К.Э. Сорокин, А.В. Февральских (ООО «Тесис», г. Москва). Численные исследования обледенения беспилотного самолета на солнечной энергии с крылом большого удлинения.....	21
17.	А.Н. Беляевский, Л.Г. Гонцова, А.К. Максютин (ФАО «ЦАГИ», г. Москва). Способы моделирования отрыва жидкости при исследовании на моделях вынужденной посадки самолетов на воду.....	22
18.	И.В. Беляев, И.В. Панкратов, Н.А. Конопкин, В.Ф. Копьев (ФАО «ЦАГИ» г. Жуковский). Параметрическое исследование шума обтекания прямоугольного	

	отсека крыла и шума взаимодействия струи и крыла.....	22
19.	В.Г. Бобков, Р.Р. Гайсин, А.В. Горобец, А.П. Дубень, Н.С. Жданова, В.А. Сапожников (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва). Код NOISETTE: внедрение гетерогенной вычислительной методики в промышленную практику...	23
20.	В.В. Богатырев, Д.В. Безруков, А.В. Ливерко, А.Б. Миллер, Л.Н. Розанова (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). А.А. Аксенов, С.В. Жлуктов, К.Э. Сорокин (ООО «Тесис», г. Москва). Разработка и испытания на обледенение гибридной модели с поворотным носовым отсеком в АХТ СД ЦАГИ.....	24
21.	А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, Ю.А. Бурлаков, И.Л. Чернышёв (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Улучшение взлетно-посадочных характеристик за счет модификации носка профиля крыла.....	26
22.	А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, Ю.А. Бурлаков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Оптимизация положения и формы щелевого закрылка для максимизации несущих свойств.....	28
23.	А.Л. Болсуновский, Ю.А. Бурлаков, А.В. Пигин, Н.В. Цатурян (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Определение статических аэродинамических характеристик свободнолетающей модели в лётном эксперименте.....	28
24.	С.А. Болсуновский, В.А. Пупчин, П.А. Захаржевский, И.Н. Качарава (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский). Повышение производительности фрезерования вафельного фона на деталях ракетно-космической техники с применением станка с ЧПУ объектного базирования.....	29
25.	И.С. Босняков, О.В. Карась, Ю.Н. Свириденко (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский). Влияние вихревого следа на обтекание пассажирского самолёта.....	30
26.	С.М. Босняков, С.В. Матяш, С.В. Михайлов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Взаимодействие струи двигателя с поверхностью закрылка на режимах экстренного взлета при уходе на второй круг.....	31
27.	А.В. Бражский, И.В. Беляев, С.В. Кузнецов, И.В. Панкратов (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский). Моделирование тонального шума полости и предкрылка на основе метода символьной регрессии.....	32
28.	В.А. Брусов, Ю.Ю. Мерзликин (ФАУ «ЦАГИ» г. Москва). Управление упруго-демпфирующими характеристиками амортизационных стоек шасси самолетов грунтового базирования с использованием искусственной нейронной сети.....	33
29.	М.А. Брутян, В.В. Губский, О.В. Павленко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Влияние температуры поверхности генератора вихрей на аэродинамические характеристики крыла.....	34
30.	М.А. Брутян, О.В. Дружинин, О.В. Павленко, А.М. Раздобарин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). А.В. Февральских (НГТУ им. Р.Е. Алексеева, г. Москва). Численные исследования аэродинамической интерференции элементов конструкции экраноплана.....	35
31.	М.А. Брутян, У.Г. Ибрагимов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Влияние угла поперечного V треугольного крыла на подъемную силу и звуковой удар.....	36
32.	М.А. Бугаев, Е.В. Кажан, В.С. Некипелов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Выбор геометрических параметров лопасти воздушного винта при аэродинамическом проектировании с использованием в сечениях профилей с заданными аэродинамическими характеристиками.....	38
33.	О.П. Бычков, В.Ф. Копьев, В.А. Копьев, Г.А. Фараносов, И.А. Солнцев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). А.В. Ефимов, А.Я. Котвицкий, И.А. Моралев (ОИВТ РАН, г. Москва). Управление шумом взаимодействия струи и крыла самолета в широкой полосе частот.....	39
34.	С.А. Ваймер, П.В. Ерохин, Д.С. Михайлов (АО «Туполев», г. Москва). Исследование влияния относительной глубины каверны на структуру потока....	40
35.	В.Д. Вермель, И.Н. Качарава, С.А. Титов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Рекомендации по проведению оперативного ремонта панелей обшивки из ПКМ на основе испытаний опытных образцов на ударную повреждаемость и остаточную прочность.....	41
36.	А.О. Владимиров, К.К. Карапузов, А.А. Коптев, Б.А. Руденко (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский). Автоматизация оценки уровней готовности технологий и	

	производства в авиационной отрасли.....	42
37.	А.В. Волков, А.Р. Горбушин, А.А. Климов, Е.А. Крапивина, Е.Д. Кудрявцева, А.Н. Морозов, В.Е. Мошаров, А.Н. Петрушкин, В.Н. Радченко, В.А. Якушев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Исследование аэродинамики конькобежца в аэродинамической трубе.....	43
38.	А.В. Волков, А.Р. Горбушин, А.В. Лысенков, В.Г. Судаков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Перспективные технологии улучшения характеристик магистральных самолетов.....	44
39.	А.И. Волков, Е.А. Пигусов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Проблемы моделирования аэродинамической интерференции планера и силовой установки самолётов транспортной категории.....	44
40.	В.И. Воронцов, М.Ю. Зайцев, Г.А. Фараносов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва). Исследование влияния количества лопастей на точность компактного численного расчёта тонального шума несущего винта вертолёта.....	44
41.	Ю.Н. Галанская, Г.Н. Дудин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Исследование течения газа в коническом сопле на режиме вязкого взаимодействия.....	45
42.	И.П. Гейко, В.В. Зиняев, Д.С. Шахов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Разработка рекомендаций для конструкторов и технологов по подготовке математических моделей особо сложных деталей аэродинамических моделей ЛА для изготовления по аддитивной технологии из металлических порошковых материалов.....	46
43.	С.А. Глазков, Е.А. Крапивина, А.В. Семенов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Оценка влияния перфорированных стенок рабочей части АДТ Т-128 на околосвуковых режимах.....	47
44.	В.Г. Горбовской, Н.Г. Колток, Е.В. Новогородцев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Расчётное исследование обтекания и характеристик инверсного трапециевидного воздухозаборника сверхзвукового гражданского самолёта.....	48
45.	А.Р. Горбушин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Аналитическая модель осесимметричного приемника давления.....	49
46.	В.Д. Грицай, П.В. Ерохин (АО «Туполев», г. Москва). Исследование влияния формы законцовки крыла.....	50
47.	В.Г. Гришаев, И.В. Сергеичев, И.А. Усачев (Сколтех, г. Москва). Влияние коммерческих покрытий на обледенение пропеллера БПЛА.....	50
48.	В.Г. Гришаев, И.В. Сергеичев, И.А. Усачев (Сколтех, г. Москва). Критерий периодического сброса наледи для продления полета БПЛА.....	51
49.	И.И. Гришин, К.А. Колинко, Д.В. Шуховцов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Развитие методики экспериментальных исследований в АДТ комплексов вращательных и нестационарных аэродинамических производных на установке ОВП-102Б.....	51
50.	М.В. Грудинин, А.А. Ефремов, И.А. Макаров, В.В. Сысоев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Определение динамических характеристик пневмотрасс приемника воздушных давлений для измерения характеристик звуковой волны.....	52
51.	М.В. Долотин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Расчетные параметрические исследования аэродинамических характеристик отсека крыла с интегрированными распределенными импеллерами на взлетно-посадочных режимах полета.....	53
52.	М.В. Долотин, А.А. Крутов, С.А. Кузин, Е.А. Пигусов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Многодисциплинарный подход к проектированию взлётно-посадочной механизации как элемент формирования технической концепции магистрального самолёта.....	53
53.	М.В. Долотин, А.А. Крутов, С.А. Кузин, Е.А. Пигусов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Экспериментальные исследования тематической модели механизированного отсека крыла МС в АДТ малых скоростей.....	54
54.	А.В. Долотовский, С.А. Алексеев, А.А. Бабулин, М.С. Войтишина, В.И. Шевяков (Филиал ПАО «Яковлев» - «Региональные самолёты», г. Москва). Основные научно-технические результаты совместных работ ЦАГИ и ФРС в 2025-2026 годах.....	55
55.	А.Ю. Дюг, И.Н. Качарава, С.В. Кажичкин, А.В. Левицкий, А.О. Шардин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Опыт применения SLM-технологии при изготовлении	

	весовых элементов тензометрических весов.....	55
56.	А.Ю. Дюг, А.А. Юстус (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Тематическая модель механизированного отсека крыла.....	56
57.	П.В. Ерохин, М.К. Куркова, Д.С. Михайлов (АО «Туполев», г. Москва). Исследование влияния щитков различной формы на структуру потока в Каверне...	57
58.	А.А. Ефремов, К.Э. Хабашевский (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Оценка влияния положения отверстия в прямолинейной пневмотрассе на расчётное давление на выходе из пневмотрассы.....	58
59.	Д.А. Жоголев, Д.С. Руденко, А.О. Шардин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Модель тематического отсека крыла с импеллерной распределенной силовой установкой...	58
60.	Н.Г. Журкин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Экспериментальные исследования влияния статического напряжения на весовые параметры модели.....	59
61.	П.А. Захаржевский, С.А. Титов, В.Л. Токарь, А.С. Бабинцев, В.В. Соловьева (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Применение наномодифицирования конструкционного связующего в стекло и углепластике для повышения их прочностных характеристик.....	60
62.	П.А. Захаржевский, В.В. Соловьева, С.А. Титов, М.А. Чарухин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Сравнительный анализ параметров отверждения и термовлажностного старения модифицированного УНТ и немодифицированного эпоксидного связующего.....	62
63.	В.В. Зиняев, А.Ю. Кармадонов, М.Д. Клочков, Н.М. Колушов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Оценка эффективности изготовления аэродинамических тензовесов на малые нагрузки с применением аддитивной технологии селективного лазерного сплавления.....	63
64.	А.И. Иванов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Исследования структуры течения вблизи проницаемых стенок трансзвуковых аэродинамических труб.....	63
65.	М.А. Иванькин, А.В. Смотров, В.Н. Тарасов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Стенд для комплексных испытаний малоразмерных ЛА с работающим двигателем.	64
66.	С.Г. Игнатьев, В.В. Власенко, Е.В. Кажан, С.С. Молев, А.Ю. Ноздрачев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Анализ течения в модельной силовой установке на режиме дозвукового течения без запираания канала.....	65
67.	Е.В. Кажан, М.А. Бугаев, Д.В. Ливерко, В.О. Решетин, Н.А. Циркова, В.В. Ореховский, А.О. Долгов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Расчетно-экспериментальные исследования воздухозаборного устройства ТВВД с имитацией работы ВВ.....	66
68.	Е.В. Кажан, Е.В. Карпов, Н.Г. Колтоков, Е.Д. Кудрявцева, А.Н. Морозов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Характеристики набегающего потока, определяемые по теневым изображениям.....	67
69.	С.В. Калашиников, А.Л. Митин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Выбор геометрических параметров воздушного винта летательного аппарата для низких чисел Рейнольдса.....	67
70.	О.М. Карякин, А.Г. Наливайко, М.В. Устинов, Я.Ш. Флакман (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Методы воздействия на отрывное дозвуковое обтекание крыла...	68
71.	С.А. Колесникова, А.В. Шенкин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Исследование тяговых характеристик осесимметричного сужающегося-расширяющегося сопла с центральным телом под параметрами СПС.....	69
72.	Н.Г. Колтоков, С.В. Матяш, С.В. Михайлов, Е.В. Новгородцев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Расчётное исследование по выбору обводов канала продува мотоотсека сверхзвукового гражданского самолёта.....	70
73.	А.И. Кольнер¹, С.И. Кусякин², С.В. Носков¹, А.И. Шканаев² (¹«ОКБ Сухого», г. Москва, ²ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Определение методом эквивалентных углов атаки влияния угла установки модели подвесного груза относительно модели летательного аппарата на аэродинамические характеристики модели груза в условиях интерференции с моделью ЛА.....	70
74.	С.И. Коновалов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Моделирование в аэродинамических трубах влияния неоднородности температуры и плотности атмосферы на ближнее поле летательного аппарата и на громкость звукового удара	

	на земле.....	72
75.	И.К. Конюхов (АО «НЦВ Миль и Камов», р.п. Томилино). Об аэродинамических устройствах разгрузки рулевого винта одновинтового лёгкого вертолѐта.....	73
76.	А.В. Корнев (ПАО «ОАК» - ОТА, г. Москва). Опыт проведения цифровых испытаний оперативно-тактической авиации.....	74
77.	А.Н. Котов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва). Исследование методов снижения уровней шума путѐм экранирования источников.....	74
78.	А.Н. Кравцов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Аналитическое решение для аэродинамических характеристик Λ -крыла, построенного на основе плоского скачка уплотнения и течения расширения.....	75
79.	А.В. Крекнин, Е.А. Пигусов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Подходы к реализации теоретически заданного пространственного положения взлетно-посадочной механизации крыла и ее кинематики.....	75
80.	В.С. Криворученко, О.С. Никитин, Г.Г. Онуфриева, А.В. Шмельков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Портал для оценки готовности производства и технологий с ВЕБ-интерфейсом и банком данных.....	76
81.	В.С. Криворученко, А.В. Шмельков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Объединенный счетчик уровней готовности производства и технологии.....	77
82.	М.А. Кривчикова, П.Л. Сверканов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Идентификация поляры летающего демонстратора инновационных технологий самолѐта малой авиации путѐм стендового моделирования.....	78
83.	М.Е. Крокос, Е.А. Пигусов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Проблемы и перспективы реализации конструкции магистрального самолета с овальным фюзеляжем.....	79
84.	В.А. Лебига, Д.С. Миронов, А.Ю. Пак (ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск). Особенности фоновых акустических возмущений в рабочих частях сверхзвуковых аэродинамических труб.....	79
85.	А.В. Левицкий, Д.С. Руденко, А.А. Семашко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Разработка наземной станции управления летающего демонстратора инновационных технологий.....	81
86.	В.А. Леонтьев, И.В. Русаков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Инженерная методика построения областей достижимости при посадке вертолѐтов с отказавшими двигателями.....	82
87.	А.П. Мазуров (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Численное исследование обтекания эллиптических хвостовых частей с реактивным соплом.....	83
88.	П.В. Макеев (Московский авиационный институт, г. Москва). Исследование аэродинамических характеристик двухрядного рулевого винта на режимах висения и «Вихревого кольца».....	84
89.	Н.П. Маслова, В.Ф. Самохин, А.В. Шустов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). О взаимосвязи полетных уровней шума самолета и стендовых уровней шума двигателя.....	85
90.	Д.С. Матяш (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Расчетно-теоретическая модель описания сопряженного теплообмена в задаче о нестационарном прогреве твердого тела.....	86
91.	Д.А. Мешенников (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Моделирование движения гибкой деформирующейся лопасти несущего винта вертолѐта с бесшарнирной втулкой.....	87
92.	И.Ю. Миронюк, Г.А. Фараносов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва). О единой природе спектров турбулентных пульсаций в дозвуковых и сверхзвуковых струях.....	88
93.	Д.С. Михайлов, П.В. Ерохин, М.К. Куркова (АО «Туполев», г. Москва). Численное моделирование покидания самолѐта.....	89
94.	Ю.С. Михайлов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Аэродинамическое проектирование ламинарного крыла перспективного регионального самолета.....	90
95.	Ю.С. Михайлов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Прогнозирование крейсерского сопротивления магистрального самолета.....	92
96.	В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко, И.В. Сенюев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Апробация технологии люминесцентных преобразователей давления для лопастей	

	несущего вертолетного винта.....	94
97.	В.С. Некипелов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Учет требований по запасу прочности при аэродинамической оптимизации воздушных винтов с однородными лопастями.....	95
98.	В.В. Ореховский, М.А. Бугаев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Влияние саблевидного отгиба лопасти воздушного винта на его аэродинамические характеристики.....	96
99.	Н.Н. Остриков, М.С. Ипатов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Экспериментальное подтверждение эффекта излучения шума сотовыми ЗПК под воздействием гидродинамических пульсаций давления в турбулентном пограничном слое.....	97
100.	А.Н. Петрушкин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Оценка сопротивления надстроек типа «Крыло» при трансзвуковых скоростях.....	98
101.	Е.А. Пигусов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Перспективы и проблемы интеграции перспективных технологий в облик самолетов транспортной категории.....	99
102.	Г.М. Плаксин, Т.К. Козубская (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва). Численный Бимформинг в вычислительном эксперименте: метод и применение....	99
103.	П.В. Родионов, Г.М. Плаксин, Т.К. Козубская (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва). Вихреразрешающее моделирование обтекания носовой части фюзеляжа прототипа сверхзвукового гражданского самолета на режиме посадки...	100
104.	А.А. Савельев, Р.А. Штин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Учет взаимовлияния планера и силовой установки при оценке характеристик летательного аппарата...	101
105.	Д.Р. Семенов, С.А. Таковицкий (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Построение нижней поверхности треугольного крыла со звуковыми передними кромками....	102
106.	А.Я. Стерлин, И.С. Иванушкин. (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Системы управления внутренним пневматическим нагружением гермоотсеков летательных аппаратов.....	103
107.	С.А. Таковицкий (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). О бифуркации решения задачи Ньютона.....	104
108.	А.И. Трошин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Физико-математические проблемы вихреразрешающих расчетов отрыва турбулентного пограничного слоя скачком уплотнения.....	104
109.	Г.А. Фараносов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва). О доминирующих механизмах генерации шума турбулентных струй.....	105
110.	А.А. Фирсов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва). Новости мирового авиастроения 2026 гг...	106
111.	А.С. Фурашов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Расчётное исследование влияния меридионального ускорения потока на коэффициент напора осевых вентиляторов..	107
112.	А.О. Шардин, А.А. Юстус, И.Н. Качарава, В.А. Малютин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Упругоподобное хвостовое оперение для аэродинамической модели самолета.....	108
113.	В.А. Якушев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Анализ алгоритмов линейного перемещения интерференционного стенда АС-3м по 4 координатам с целью оптимизации времени его работы.....	109
114.	ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ.....	113

ИССЛЕДОВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ИРСУ НА КРЫЛЕ (ПРОФИЛЕ) В КРЕЙСЕРСКОЙ КОНФИГУРАЦИИ

К.А. Абрамова, И.С. Босняков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Расчетные исследования по применению импеллерной распределенной силовой установки (ИРСУ) на крыле гражданского самолета показали возможную эффективность использования такой установки на взлетно-посадочных режимах [1]. Система обеспечивает повышение аэродинамического качества, улучшает несущие свойства на взлетно-посадочных режимах. Также предполагается, что такая установка позволит расширить условия взлета и посадки для реальных летательных аппаратов.

Известно, что большую часть времени самолёт проводит на режиме крейсерского полёта. Если система с ИРСУ не работает на этом режиме, то она представляет собой дополнительный вес, который самолет вынужден нести. Таким образом, нахождение рационального применения данной системе или понимание отсутствия такого применения на крейсерском режиме полета является важной задачей для проектирования и последующего использования такой конструкции на реальных ЛА.

Одним из возможных способов достижения поставленной цели является повышение C_{ya} профиля крыла за счет отсоса-выдува, для того, чтобы нести «инертную» массу ИРСУ. Также возможно продвижение по $M_{кр}$, т.е. повысить число M , при котором на профиле впервые появляется местная сверхзвуковая зона, и начинает существенно возрастать аэродинамическое сопротивление.

Дополнительно, выбор верной локации для осуществления отсоса пограничного слоя мог бы убрать диффузорные отрывы и, таким образом, обеспечить снижение C_{xa} .

Таким образом, сначала была исследована базовая конфигурация профиля, и определено критическое число Маха, характеризующее диапазон исследуемых режимов. Далее, для случаев с применением различных методов управления потоком получены АДХ профиля, и проведена оценка эффективности каждого метода. Исследовались варианты выдува струи на верхней поверхности профиля крыла, отбор воздуха на нижней поверхности профиля крыла через перфорированную поверхность или щель в области задней кромки.

Для решения численной задачи проведены расчетные исследования обтекания профиля крыла. Задача решалась в двумерной постановке в рамках уравнений Рейнольдса для сжимаемого газа. замыкания уравнений использовалась модель турбулентности $k-\omega$ SST. Обтекаемый газ предполагался совершенным с отношением удельных теплоемкостей 1.4. Динамический коэффициент ламинарной вязкости зависит от температуры по закону Сазерленда.

Решение численной задачи осуществляется методом конечного объема второго порядка точности. Конвективные потоки на границах ячеек вычисляются с использованием решения задачи о распаде разрыва по схеме Годунова. Проводится линейная реконструкция решения, используется ограничитель Ван Лира.

Показано, что наиболее перспективным методом из рассмотренных является отбор воздуха с нижней поверхности на участке 58-68% хорды крыла. Такой отбор приводит к улучшению аэродинамического качества профиля на $\approx 10\%$ и устраняет область разбухшего пограничного слоя в подрезке профиля вблизи задней кромки, что, в целом, улучшает обтекание профиля.

Литература:

1. Пигусов Е.А., Волков А.И., Долотин М.В., Кузин С.А. Численные исследования особенностей обтекания сверхкритического профиля с интегрированной в него импеллерной распределенной силовой установкой // Письма в ЖТФ. Международная конференция Физика. СПб. 20-24 октября. 2025. Т.51. вып.24. с.41-44.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА КОНЕЧНОГО РАЗМАХА В ПРИСУТСТВИИ НЕПОДВИЖНОГО И ДВИЖУЩЕГОСЯ ЭКРАНА

К.А. Абрамова, И.С. Босняков, Г.Г. Судаков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В данной работе исследуется влияние экрана на аэродинамические характеристики крыла, расположенного вблизи него. Рассматривается экран с неподвижной поверхностью и с поверхностью, движущейся со скоростью набегающего потока вдоль направления этого потока.

Объектом исследования являются крылья с профилем NACA0012. Рассмотрены варианты с крылом бесконечного размаха и три варианта крыла конечного размаха с удлинениями $\lambda = 10, 20, 40$. Варьируются высота крыла над экраном и угол атаки. Аэродинамические характеристики рассчитываются численно.

Численная задача ставится следующим образом. Решаются уравнения Навье-Стокса, дополненные моделью турбулентности $k-\omega$ SST. На внешней границе задаются параметры невозмущенного набегающего потока с нормальными условиями для T-102. На крыле – условие прилипания потока и отсутствия теплового потока. Внизу области на экране задается условие прилипания потока, при этом скорость задается или $u = 0$ или 40 м/с. Хорда крыла $c = 0.25$ м, число Рейнольдса задачи $Re = 0.7 \cdot 10^6$.

Полученные данные показывают, что приращение коэффициентов сил и моментов при использовании движущегося экрана в сравнении с неподвижным экраном оказывается сравнительно малым. Приращение коэффициента подъемной силы слабо зависит от угла атаки. Приращения коэффициентов сопротивления и продольного момента зависят от угла атаки линейно. Показано, что при удалении крыла от экрана влияние движения экрана падает: эффект «бегущей» дорожки наиболее заметен при высоте установки профиля на расстоянии порядка длины хорды профиля и меньше. Увеличение удлинения крыла приводит к росту разницы в значениях коэффициентов, но опять же эта разница остается сравнительно малой.

ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТИ ПОТОКА В ПРОМЫШЛЕННОЙ АДТ МЕТОДОМ ВВИС

А.Б. Айрапетов, А.В. Катунин (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

Ранее авторами был предложен метод «визуализационно-видеографического измерения скоростей» (ВВИС) - измерения сверхмалых скоростей воздушного потока в диапазоне от нуля до нескольких м/с (патент на изобретение «Способ определения скорости потока жидкости или газа» № RU2777451C1). При практическом применении возникают вопросы определения погрешности подхода и сравнения с результатами, полученными традиционными средствами измерения.

Для определения практической применимости метода ВВИС для измерения в диапазоне скоростей более 5 м/с была проведена работа по измерению скорости потока в АДТ Т-5 ЦАГИ, являющейся аттестованным средством измерения с контролируемой скоростью потока.

Измерения производились в вертикальной диаметральной продольной плоскости ядра потока на расстоянии 0,5 м от среза сопла для скоростей потока V равных 5, 10, 15, 20, 30 м/с. Данная скорость потока в РЧ выставилась по показаниям статического давления в форкамере согласно методике её определения в АДТ Т-5. Далее локальная скорость потока корректировалась с учётом полученной ранее зависимости локальной скорости от показаний статического давления в форкамере. Затем производилась непрерывная подача визуализирующего агента и производилась скоростная видеосъёмка и осуществлялась запись её результатов для диапазона физического времени равного примерно половине секунды. Частота видеосъёмки варьировались в пределах от 2000 до 8000 кадров в секунду (к/с) в зависимости от исследуемой скорости потока.

После окончания проведения эксперимента в АДТ производилась визуально-траекторная расшифровка результатов скоростной видеосъёмки в следующем порядке.

Бралась последовательность кадров, составляющая 0,5 секунды. Находились от 100 до 300 гидродинамических неоднородностей и делались определения скорости их перемещения. На основе полученного таким образом массива данных определялась средняя величина скорости потока и погрешности её измерения.

Анализ результатов измерения с помощью ВВИС показал, что:

- измерения средней величины скорости потока возможно производить в диапазоне скоростей от 5 м/с и до 30 м/с;

- верхняя граница измерения скорости определяется возможностями использованных скоростных камер;
- распределение величин единичных измерений скорости имеет характер нормального распределения, следовательно, погрешности измерений можно считать случайными;
- погрешность как единичного, так и суммарного измерения может быть обеспечена в пределах 5%.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА НА ОБЪЕКТЫ НАЗЕМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

А.Б. Айрапетов, А.В. Катунин (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

Вертолёт по своей сути является транспортным средством предназначенным для взлёта и посадки в ограниченном пространстве. В случае, когда такими ограничениями свободного пространства являются близко расположенные к взлётной площадке (ВП) объекты инфраструктуры, различные здания и сооружения, становится актуальным вопрос аэродинамического взаимодействия с ними вертолёта. С одной стороны возникает вопрос безопасного взлёта и посадки вертолёта в существенно неравномерном воздушном бассейне включая вероятность попадания в диск винта своего отражённого вихревого кольца. С другой стороны возникает вопрос необходимости учёта ещё на этапе проектирования зданий, сооружений и близко расположенные к точке взлёта/посадки инфраструктурных объектов аэродинамического воздействия вертолёта.

При исследовании аэродинамического воздействия вертолёта на окружающие объекты основной вклад вносит воздушный поток, генерируемый диском несущего винта. При этом, ввиду того, что струя реального несущего винта вертолёта имеет существенно неравномерный по радиусу профиль скорости с максимумом в районе 80% по хорде, фюзеляжем вертолёта можно пренебречь и рассматривать только диск несущего винта. Вихревую систему вертолёта предлагается моделировать диском с заданным по радиусу распределением осевой скорости потока. В качестве зависимости профиля скорости от радиуса берётся типовая зависимость, характерная для вертолётных винтов. Затем профиль скорости масштабируется по максимальной величине с целью получить тягу винта численно равную весу вертолёта в режиме висения вдали от поверхности земли. Полученный таким образом профиль скорости далее используется в расчётах взаимодействия вихревой структуры несущего винта и проектируемого объекта.

В представляемой работе проведено исследование аэродинамического воздействия вертолёта на типовой ангарный комплекс с близко расположенной вертолётной площадкой. В качестве вертолёта взят аппарат типа Ми-8. Рассматриваются три варианта расположения ангара и вертолётной площадки. Дополнительно для каждой конфигурации рассмотрено размещение струеотклоняющего щита (далее СЩ), который представляет собой непроницаемую конструкцию общей высотой 5 м и устанавливаемой под углом 45° к направлению потока от винта. Место установки СЩ выбрано с таким расчётом, чтобы струя от вертолёта не попадала на проектируемое сооружение.

В качестве характерной рассмотрено расстояние между моделью несущего диска и уровнем взлётной площадки $h=5$ м, что соответствует минимально возможному расстоянию между вертолётном и рассматриваемой контрольной точкой. При таком заданном расстоянии между винтом и контрольной точкой реализуется максимально возможная нагрузка от струи вертолёта на фасад комплекса. Кроме того рассмотрены ещё две высоты (режим зависания) над вертолётной площадкой для определения степени влияния отражённой струи непосредственно на вертолёт.

В результате работы были получены максимальные величины нагрузок, реализующиеся в различных вариантах конфигурации. показано, что установка СЩ позволяет снизить силовое воздействие вертолётной струи до уровней, сопоставимых и меньших, чем нормативное ветровое воздействие.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СКОРОСТНОГО ПОЕЗДА НА НЕПОДВИЖНЫЕ ОБЪЕКТЫ

А.Б. Айрапетов, А.В. Катунин (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

Задача исследования аэродинамического взаимодействия движущегося объекта с близко расположенными неподвижными – в транспортной сфере это, например, движение скоростного поезда (СП) около путевых сооружений (платформы, станционные строения, экологические щиты, эстакады, туннели, др.) – нереализуемо с использованием традиционного аэродинамического инструмента АДТ. В этом случае такие исследования могут быть осуществлены только с использованием стендов необращенного движения (если не иметь в виду натурные испытания), которыми располагает ФАУ ЦАГИ. Таковыми являются действующие стенд Московского комплекса ЦАГИ: Опытный бассейн (Гидроканал), Катапульта плавающая и Гидростенд скоростной ГСС (Комплекс Дубна).

В качестве объекта исследования был избран СП, проходящий со скоростью до 400 км/ч около типичных сооружений путевой инфраструктуры. Задачей исследования определено получение величин аэродинамических нагрузок на подобные объекты и их элементы от воздействия обтекания поезда путем измерения полей давления в модельном эксперименте на ГСС. ГСС, как стенд необращенного движения, представляет собой канал квадратного поперечного сечения 1.8х1.8 м и длиной 82 м, оборудованный подвижной пневмоприводной тележкой – носителем модели, - которая перемещается по рельсовому пути (ширина 0,5м) над проемом в «потолке» канала. Модель СП распространенной формы (типа «Сапсан») размерами 0.2х0.2х2 м устанавливалась в перевернутом положении на нижней платформе тележки. В качестве модельных объектов зоны железнодорожного полотна были размещены имитатор поверхности полотна – горизонтальная плоская пластина 1.25х0.6 м и модель типичного сооружения «стена здания» в виде плоской пластины 1.25х0.25 м, устанавливаемой вертикально на различных расстояниях от борта модели СП. Для реализации измерения давления пластины были дренированы в перпендикулярной движению СП плоскости восемью отверстиями. Внешними параметрами испытаний являлись скорость тележки в диапазоне от 10 до 30 м/с и расстояние вертикальной пластины от борта СП в диапазоне от 0.05 до 0.3 м. Одновременно осуществлялась скоростная видеосъемка визуализированной картины в плоскости расположения дренажа.

В ходе исследования определено, что основное аэродинамическое воздействие оказывает голова СП, причём форма изменения давления от времени носит характер N-волны. Для варианта расположения стенки на расстоянии 50 мм от модели СП величина положительного пика N-волны составляет порядка $C_p=0.1$, а для отрицательного пика $C_p=0.13$ (C_p - коэффициент давления обезразмеренный по скорости движения СП).

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОГИДРОМЕХАНИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ, СОПРОВОЖДАЮЩИХ ВРАЩЕНИЕ ЦИЛИНДРА ПРИ ЕГО ДВИЖЕНИИ ПО ВОДЕ

Амелюшкин И.А., Кривопалова Е.В. (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Модели процессов и методы расчета аэрогидродинамических сил, действующих при вращении твердого тела на межфазной границе жидкость-газ, далеки от своего завершения. Подъемная сила создается за счет скоростного напора жидкости и эффекта ударов грунтозацепов о воду (или вспененную жидкость в зависимости от режимов обтекания), водоизмещающие эффекты влияют в меньшей степени. Силы тяги и подъемная сила в значительной степени определяются формой и размером взаимодействующих с многофазной средой грунтозацепов, скоростью движения, глубиной погружения и ряда других параметров. В зависимости от числа Фруда и безразмерной высоты грунтозацепов могут реализоваться различные режимы аэрогидродинамических процессов: от гребного до образования изогнутого воздушного экрана и вспененной жидкости между вращающимся твердым телом и жидкостью, по которой оно перемещается. При малых размерах грунтозацепов подъемная сила может принимать отрицательные значения, а при резком изменении скорости вращения подъемная сила может значительно возрасти на непродолжительное время.

В настоящей работе создана лабораторная гидродинамическая установка, позволяющая измерять аэрогидродинамические силы и другие параметры процессов движения по воде на колесах, исследовать влияние слоя смазки и гидрофобных свойств покрытий на сопротивление тела в жидкости [1, 2] и вымывания снижающего трение слоя смазки.

Выражение для подъемной силы F_y движущегося по воде колеса имеет следующий вид: $F_y = \frac{\rho V^2}{2} \pi R H \cdot C_{Ay} \cdot \left(\frac{h}{R}\right)^\psi$. Здесь ρ – плотность жидкости, V – скорость движения, R и H – радиус и ширина колеса, h – глубина его погружения, C_{Ay} – коэффициент подъемной силы, ψ – фактор влияния глубины, при аппроксимации экспериментальных данных принято $\psi = 2$. В настоящей работе проведены исследования движения колеса с грунтозацепами по воде (рис. 1). Выражение для минимального значения угловой скорости вращения колеса имеет следующий вид: $\frac{\omega_{\min} R}{V}$

$= C_\omega \cdot \left(\frac{h}{R}\right)^{-\xi}$. При построении полученных в экспериментах кривых значения параметра глубины $\xi = 0.5$ и коэффициента $C_\omega \approx 1.5$ для радиальных грунтозацепов, а для грунтозацепов под углом 30° к радиальным линиям колеса $C_\omega = 1.5$, $\xi = 1.4$. В настоящей работе сформулирована система уравнений, описывающая связь физических параметров водокатного транспортного средства, создана модель амфибийного дистанционно пилотируемого аппарата, способного двигаться по воде в режимах аквапланирования, глиссирования и водоизмещающем режиме при малой скорости.

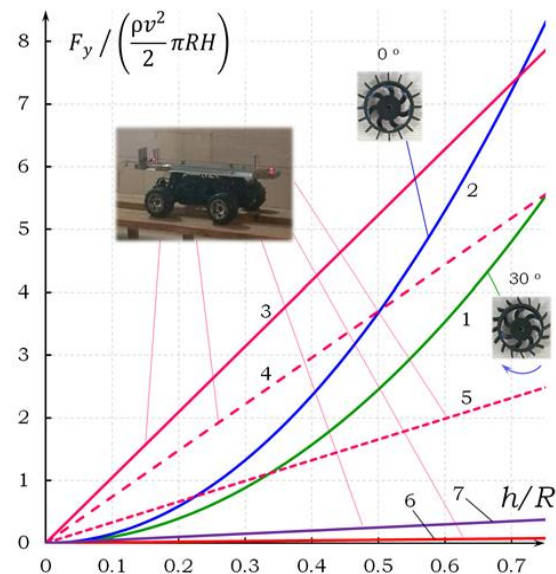


Рис. 1. сравнение полученных в работе значений безразмерной подъемной силы (кривые 1 и 2 соответствуют колесам с грунтозацепами под углами 0° и 30° к радиальным линиям) с данными [3] при $Fr=0.005$ (кривая 3), $Fr = 0.01$ (кривая 4) и $Fr = 0.05$ (кривая 5), кривая 6 при $Fr = 52$ (число Фруда модели автомобиля [3]), кривая 7 $Fr = 22$ (среднее число Фруда моделей колес).

Литература:

1. Амелюшкин И.А., Кривопалова Е.В., Кудров М.А. Особенности взаимодействия жидкости с поверхностью в приложении к проблеме обледенения летательных аппаратов. Научный вестник МГТУ ГА. 2024; 27(5):8-23.
2. Амелюшкин И.А. Критерии подобия и особенности обледенения тел в потоках воздуха, содержащего переохлажденные капли // Ученые записки ЦАГИ – 2023, Т. LIV, № 3, С. 22–41.
3. Ерошин В.А., Бойко А.В. Условия качения колесных транспортных средств по поверхности воды // Наука и техника транспорта, №3, 2019, С. 49–56.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ПОДВИЖНОГО КРЫЛА

Амелюшкин И.А., Кривопалова Е.В. (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Колебания формы крыла могут приводить образованию горизонтальной тяги (см., напр. [1, 2]), которая при надлежащем подборе параметров может значительно превышать сопротивление летательного аппарата. Цель исследования – моделирование аэродинамических и механических процессов совершающего колебательные движения крыла, разработка и повышение летно-технических характеристик беспилотного орнитоптера.

В настоящей работе развита модель аэродинамической тяги, совершающего колебательные движения крыла, проведены параметрические исследования, показано влияние собственных частот колебаний нервюры и удлинения крыла на аэромеханическую тягу крыла при колебаниях лонжерона. Уравнение колебаний угла отклонения нервюры ψ крыла включает момент «раскачивающих» нервюры лонжероном сил с учетом влияния гравитации, возвращающие силы упругости, диссипацию в системе, влияние упругих связей с соседними нервюрами и момент аэродинамических сил. Выражение для силы тяги машущего крыла (без сгибания лонжерона), состоящего из стержней длины L_a на расстоянии z от оси, вокруг которых крыло длиной L совершает маховые действия, и углом отклонения лонжерона от горизонтали θ

имеет следующий вид: $F = C \int_{z=0}^{z=L} \rho \left(\frac{z}{\cos \theta} \dot{\theta} \right)^2 L_a(z) \sin^2 \psi(z) dz$. Здесь ρ – плотность среды, C – коэффициент тяги машущего крыла. На рис. 1 а) показаны временные зависимости параметров колебательных процессов, на рис. 1 б) показано влияние частоты собственных колебаний нервюры на величину силы тяги и амплитуду углов ψ . Беспилотный гибридный орнитоуптер проходит испытания. Управление по крену, тангажу и рысканию осуществляется хвостовыми элевонами. Разработаны конструкции адаптивных крыльев [3] для улучшения взлетно-посадочных характеристик летательных аппаратов (рис. 1, в), малый элемент адаптивного крыла установлен на макет самолета-носителя рамной схемы, предназначенного для транспортировки и запуска высокоскоростных беспилотных летательных аппаратов.

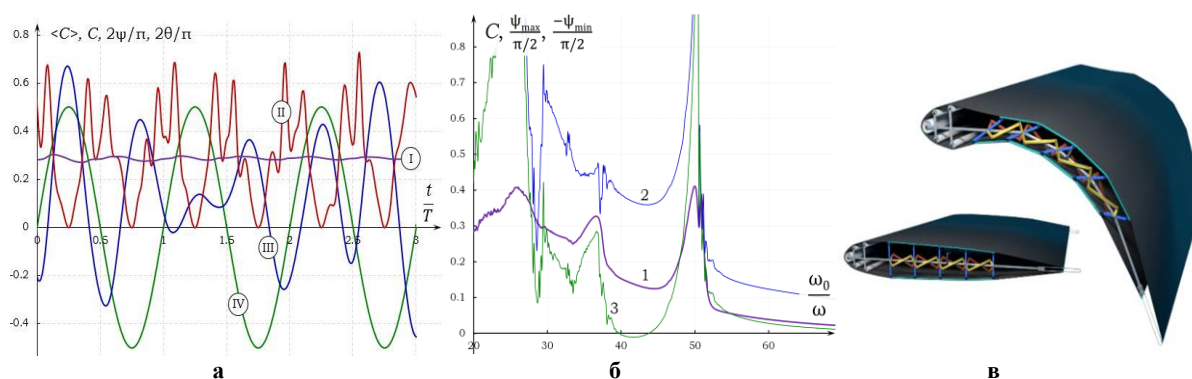


Рис. 1. а) зависимость динамических параметров от времени: 1 - среднего коэффициента тяги, 2 - коэффициента тяги, 3 - угла отклонения ψ нервюры при колебаниях, 4 – угла наклона лонжерона θ ; б) влияние собственных частот колебаний нервюры на коэффициент тяги (кривая 3), кривые 1 и 2 соответствуют предельным углам отклонения нервюры; в) – визуализация изменения формы адаптивного крыла

Литература:

1. Birnbaum W. Der Schlagflügelpropeller und die kleinen Schwingungen elastisch befestigter Tragflügel // Z. Flugtech. Motorluftschiffahrt. 1924. Bd. 15. S. 128–134.
2. Chen L., Wu J. Coexistence of dual wing-wake interaction mechanisms during the rapid rotation of flapping wings // Journal of Fluid Mechanics. 2024. V. 987. P. A16-1 A16-22.
3. Амелюшкин И.А., Дружинин О.В. Исследования и разработка адаптивных крыльев // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3, № 4. С. 552–562. <https://doi.org/10.52467/2949401X-2025-3-4-552-562>.

СОЗДАНИЕ ДЕМОНСТРАТОРА ВИНТОКРЫЛОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДЛЯ ГОРОДСКИХ АГЛОМЕРАЦИЙ С ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

В.А. Анимица, К.Г. Косушкин, Б.С. Крицкий, А.Л. Медведский, Р.М. Миргазов, К.И. Сытало
(ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

В ЦАГИ на основе проведенных НИР и ОКР был разработан и создан демонстратор технологий винтокрылого летательного аппарата (ДТ ВКЛА) для городских агломераций новой схемы (рис. 1). ДТ ВКЛА представляет собой вертолет с несущим винтом соосной схемы с непосредственным приводом винтов от двух независимых электродвигателей. На демонстраторе технологий применена трехканальная струйная система управления по тангажу, крену и рысканию, что отличает ее от традиционной системы управления на базе автоматов перекоса. Струйная система управления состоит из двух отклоняемых сопел и двух импеллеров, управляемых по частоте вращения. Струйная система ДТ ВКЛА, наряду с функциями управления, обеспечивает также охлаждение электродвигателей и аккумуляторов.



Рис.1. Демонстратор технологий ВКЛА новой схемы

В процессе разработки определены основные параметры ДТ ВКЛА, выработаны основные требования к его несущей и струйной системам, электрической силовой установке,

сформирована компоновка демонстратора. Размеры корпуса определялись с учетом потребных объемов для размещения силовой установки с блоками управления двигателями, аккумуляторных батарей, импеллеров струйной системы и полетного контроллера. С целью выбора рациональной компоновки ДТ ВКЛА проведено численное исследование аэродинамических характеристик нескольких модификаций его корпуса. Проведено также численное исследование аэродинамических характеристик вариантов корпуса ДТ ВКЛА с учетом работы несущих винтов и силовой установки. В аэродинамических трубах проведены исследования аэродинамических характеристик корпуса, характеристик соосного несущего винта и струйной системы управления.

С учетом результатов экспериментальных исследований разработана математическая модель движения ДТ ВКЛА, выполнены расчеты балансировки демонстратора на основных режимах полета. Разработаны состав и структура системы автоматического управления демонстратора.

Наземные и летные испытания ДТ ВКЛА подтвердили работоспособность всех его систем. В ходе летных испытаний продемонстрирована, в частности, работоспособность алгоритмов системы автоматического управления в части стабилизации высоты и скоростей полёта вперёд, назад и вбок.

Научно-технический задел, полученный в результате выполненных в ЦАГИ научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, позволил разработать и изготовить летающий ДТ ВКЛА для городских агломераций, а комплекс наземных испытаний ДТ ВКЛА и первый этап летных испытаний, полностью подтвердили работоспособность и эффективность предложенной концепции.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ САМОЛЕТА С БУСТЕРНЫМИ СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ ВБЛИЗИ ЦЕНТРОПЛАНА И НА КОНЦАХ КРЫЛА

*Т.И. Аплетнева, И.Ю. Белоусов, Д.С. Волков, А.В. Корнушенко, О.В. Кудрявцев, А. В. Куляева
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

В работе исследуется аэродинамическое взаимодействие крыла и воздушного винта для нескольких конфигураций их взаимного расположения. Исследования проводились для двух моделей летательных аппаратов с установленными на них воздушными винтами в двух конфигурациях (тянущая и толкающая), также рассматривались интерференционные эффекты при расположении воздушного винта в разных точках по размаху крыла.

Целью работы являлось выявление и проверка интерференционных эффектов взаимодействия крыла и воздушного винта, полученных на основе вихревой теории [1-2], согласно которой достигается два аэродинамических эффекта в зависимости от положения воздушного винта: для тянущей схемы наблюдается снижение индуктивного сопротивления; для толкающей схемы – повышение тяги.

Исследования воздушных винтов, установленных на конце крыла, проводились с использованием модели летательного аппарата типа «летающее крыло» с прямым крылом размахом 1,2 м. Конструкция модели предусматривает возможность установки на мотогондоле, расположенной на конце крыла, тянущих и толкающих воздушных винтов правого и левого вращения.

Исследования взаимодействия крыла и воздушного винта в зависимости от положения винта по размаху проводились с использованием геометрических конфигураций, полученных путем модификации базовой модели летательного аппарата классической аэродинамической схемы с размахом 2,65 м. Данные исследования, также предусматривают возможность установки воздушных винтов правого и левого вращения за задней и перед передней кромкой крыла, но не рассматривается конфигурация с установленными винтами на конце крыла.

Экспериментальные исследования в АДТ Т-102 для обеих моделей летательных аппаратов качественно подтвердили наличие аэродинамических эффектов, описанных в теории [1-2]. На основе этой теории аэродинамическое качество модели самолета с концевыми винтами может быть увеличено до 10% по сравнению с моделью самолета без винтов. Оба эффекта (для тянущей и толкающей схемы) имеют одинаковую физическую природу, которая заключается в перераспределении связанной циркуляции вдоль размаха крыла под действием поля скоростей, индуцируемого воздушным винтом.

Проведены расчетные исследования в программном комплексе Ansys Fluent для верификации данных, полученных в экспериментальных исследованиях в аэродинамической трубе Т-102 (АДТ Т-102).

В результате проведенной работы были получены суммарные аэродинамические характеристики, дана оценка интерференционной составляющей для положений воздушного винта вдоль размаха крыла при прямом и обратном вращении винтов (прямое вращение – направление вращения винта против направления вращения присоединенного вихря, сходящего с концов крыла, обратное вращение – направление вращения винта по направлению вращения присоединенного вихря).

Литература:

1. Корнушенко А.В., Кудрявцев О.В., Теперин Л.Л., Теперина Л.Н., Шустов А.В., Орфинежад Ф., Мье Т. Исследование полезной интерференции тянущей и толкающей схемы воздушных винтов, установленных на концах крыла // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. 48. № 1.
2. Корнушенко А.В., Кудрявцев О.В., Теперин Л.Л. и др. Использование принципа полезной интерференции для повышения аэродинамического совершенства компоновки воздушного винта и крыла // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 48. №8. С. 42-49.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА ПРИ НАЛИЧИИ ПОПЕРЕЧНОГО ТЕЧЕНИЯ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

М.Я. Бажанова, В.В. Вожадаев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Выполнено исследование по применению современных расчётных методов для определения ламинарно-турбулентного перехода на крыле. На стреловидном крыле ламинарно-турбулентный переход в значительной мере инициируется наличием поперечного течения в пограничном слое. Для нескольких тестовых стреловидных крыльев выполнено сравнение значений положения ламинарно-турбулентного перехода, определённого с использованием различных моделей турбулентности. Также проведено сравнение расчётных значений положения ламинарно-турбулентного перехода с данными экспериментальных измерений, выполненных зарубежными специалистами.

В качестве одного из примеров ламинарно-турбулентного перехода в полностью трёхмерном пограничном слое рассмотрено обтекание крыла ONERA M6 [1]. Измерения положения ламинарно-турбулентного перехода проводились с помощью метода сублимации на основе нафталина [1] при числе Маха равном 0.26 и числе Рейнольдса равном $3.5 \cdot 10^6$. Положение ламинарно-турбулентного перехода измерялось на верхней и нижней поверхностях крыла.

На нулевом угле атаки ламинарно-турбулентный переход в эксперименте расположен в районе передней кромки крыла. В расчётах положение визуализировалось с помощью распределения коэффициента трения поверхности крыла. Модель Лантри-Ментера [2] даёт положение перехода существенно дальше по сравнению с экспериментом (рис. 1). Результаты, полученные с использованием γ модели [3], основанной на уравнении переноса для перемежаемости достаточно хорошо согласуются с данными измерений (рис. 1).

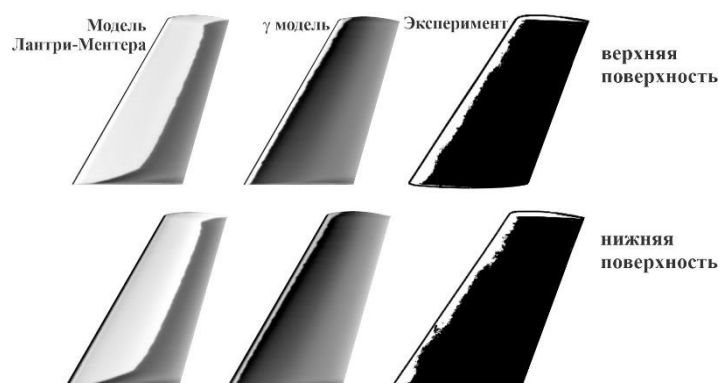


Рис. 1. Визуализация ламинарно-турбулентного перехода на крыле ONERA M6 при нулевом угле атаки

Таким образом, проведенное сравнение расчётных и экспериментальных данных показало, γ модель турбулентности позволяет с удовлетворительной точностью определить область ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на поверхности стреловидного крыла. Для выявления границ применимости данной модели турбулентности требуется проведение дополнительных исследований.

Литература:

1. Schmitt V., Monneris, B., Dorey G., Capelier C. Etude De La Couche Limite Tridimensionnelle Sur Une Aile En Flèche // ONERA, Rept. 14/1713-AN, Chatillon, France, 1975.
2. Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes // AIAA Journal. 2009. V. 47, N 12. — P. 2894–2906.
3. Menter F., Smirnov P. One-equation local correlation-based transition model // Flow Turbulence Combustion. 2015. — 37 p.

ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА В ЗОНЕ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПЛОЩАДКИ КОРАБЛЯ С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ КАЧКИ

С.А. Баклан, А.И. Шомов (АО «НЦВ им. М.Л. Миля и Н.И. Камова» г. Люберцы, рп. Томилино)

Надстройки корабля оказывают сильное влияние на характеристики (направление и величины скоростей) воздушного потока в зоне взлетно-посадочной площадки (ВППл). Дополнительное сильное влияние на характеристики воздушного потока в зоне ВППл оказывает качка корабля [1]. Колебательное движение корабля относительно центра качания корабля вызывает дополнительное изменение формы и перемещение нестационарного возмущенного воздушного потока. Такая структура потока может оказать существенное влияние на аэродинамические характеристики вертолета на режимах взлета и посадки, а также при раскрутке и торможении несущих винтов соосных вертолетов.

Одним из доступных и относительно экономичных способов определения параметров воздушного потока в зоне ВППл корабля являются методы вычислительной аэродинамики [5-7]. Благодаря им можно рассчитать изменение характеристик воздушного потока в реальном масштабе времени в заданных расчетных точках зоны ВППл и сформировать массив данных полей скоростей. Полученные данные можно интегрировать в модель динамики полета вертолета для учета влияния нестационарного возмущенного воздушного потока на аэродинамические характеристики планера и несущего винта.

В данной работе представлены результаты расчетов нестационарного возмущенного воздушного потока в зоне ВППл корабля с учетом влияния качки, выполненные с помощью программы ANSYS Fluent. Расчеты проводились с учетом многофазных течений [7] с заданным законом колебания корабля по углу дифферента (килевая качка).

Моделировалось обтекание модели корабля NATO-Generic Destroyer (NATO-GD) [8]. Результаты расчетов согласуются с результатами, представленными в [6, 8] по характеру изменения воздушного потока в зоне ВППл, что позволило провести верификацию и валидацию расчетной модели.

Литература:

1. Соколов Ю.Г. Применение вертолетов с авианесущих кораблей. Москва, 1989, с. 64.
2. Гузеев А.С., Морозова Е.А., Рудниченко А.А. Исследование структуры воздушного потока вблизи надводной части судна. Труды Крыловского государственного научного центра, 2 (408), 53-58.
3. Замятин А.Н., Григорьев М.А.. Методология исследования аэродинамической совместимости вертолета и судна. Инженерный журнал: наука и инновации, 2026, вып. 5. EDN VAWFDP
4. Kelly M.F., White M.D., Owen I., et al. Piloted flight simulation for helicopter operation to the Queen Elizabeth class aircraft carriers. 43 European Rotorcraft Forum and 28 Society of Flight Test Engineers European Chapter Symposium, 2017. DOI: 10.2514/1.C035733 EDN: VHUXDK
5. Босняков И. С., Корняков А. А., Судаков Г. Г. Расчет поля скоростей в окрестности корабля при его движении, наличии градиентного ветра и качки. Труды МФТИ. 2015. №1 (25), с. 28-35.
6. Ashok SG, Rauleder J. Mid-fidelity NATO generic destroyer static and moving-ship airwake simulations using the Lattice-Boltzmann method compared with experimental data // Ocean Engineering. — 2024. — Vol. 298. — P. 117264. DOI: 10.1016/j.oceaneng.2024.117264.
7. Zong K, Qi L, Shi Y., Han W., Ma S. Research of Wind-Wave-Ship Coupled Effects on Ship Airwake and Helicopter Aerodynamic Characteristics. Journal of Marine Science and Engineering. 2025; 13(9):1608. <https://doi.org/10.3390/jmse13091608>.
8. Wall A., Lee R., Barber H., McTaggart K. The NATO Generic Destroyer- a shared geometry for collaborative research into modelling and simulation of shipboard launch and recovery: source data posting on Open Science Canada. National Research Council Canada Aerodynamics Laboratory. 2021

МЕТОД ВТОРЫХ МОМЕНТОВ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ТУРБУЛЕНТНЫМ ТЕЧЕНИЯМ С ГОРЕНИЕМ В ПРЕДВАРИТЕЛЬНО ПЕРЕМЕШАННОМ РЕЖИМЕ

Р.А.Балабанов, В.В.Власенко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В 2024-2026 гг. в ЦАГИ велась разработка метода вторых моментов для турбулентных течений с горением. Новый метод включает в себя небуссинесковую модель турбулентности, основанную на решении дифференциальных уравнений для напряжений Рейнольдса, основанную на модели SSG/LRR- ω с учетом эффектов сжимаемости в виде модификации, воспроизводящей дилатационное слагаемое $\frac{\rho}{p} \tilde{\text{div}} \mathbf{u}$, а также небуссинесковую модель турбулентного переноса тепла и массы SATrAp – Scalar Anisotropic Transport Approach. В качестве модели влияния турбулентности на средние скорости химических реакций используется расширенная модель частично перемешанного реактора – EpaSR – Extended Partially Stirred Reactor за авторством Сабельникова и Фюрби. Комбинация вышеописанных моделей позволяет учесть как влияние турбулентности на средние скорости химических реакций, так и влияние тепловыделения в ходе химических реакций на турбулентный перенос и турбулентные напряжения. Разработанные замыкания моделей проверялись априорно при анализе данных прямого численного моделирования для течения с горением. Сформулированные замыкания также были валидированы в слепом тесте для двухмерного течения с горением в предварительно перемешанном режиме со стабилизацией пилотным факелом – эксперимент Магра, Моро и др. Также проводилось трехмерное тестирование на задаче с горением в предварительно перемешанном режиме со стабилизацией в канале с уступом.

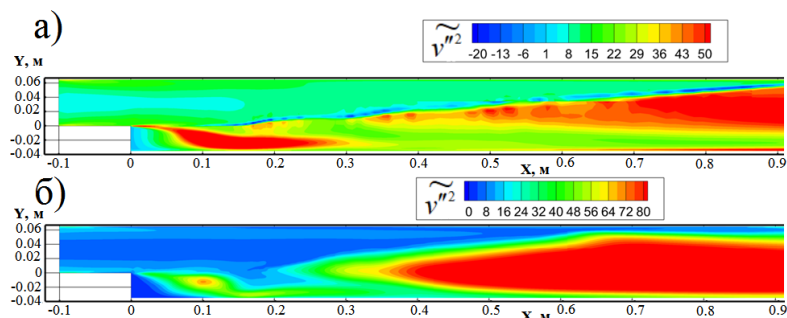


Рис. 1. Поля среднего квадрата пульсации вертикальной скорости: а) расчет по модели Baseline k- ω с моделью турбулентного переноса PrOm, б) расчет по модели SSG/LRR- ω с моделью турбулентного переноса SATrAp

В ходе сравнения новой модели с базовыми буссинесковскими было отмечено, что новая модель сохраняет реализуемость как турбулентных напряжений, так и турбулентных потоков тепла, в то время как базовые модели демонстрируют многочисленные нарушения реализуемости. В особенности эта проблема отмечается в течениях, которые соответствуют пределу теории быстрых деформаций, в которых градиенты скорости существенно превышают частоту турбулентных пульсаций. В частности, в течениях с горением вследствие разрежения велико значение параметра сжимаемости $A = \text{div} \mathbf{u} / w$ – отношения дивергенции скорости к частоте турбулентных пульсаций. При вычислении среднего квадрата пульсации скорости в вертикальном направлении по формуле Буссинеска оказывается, что в окрестности фронта пламени его значение становится отрицательным $\tilde{v}^2 < 0$, что нефизично и нарушает реализуемость – см. рис. 1а. При этом модель турбулентного горения на основе вторых моментов не содержит таких проблем – значение среднего квадрата пульсаций скорости на фронте пламени остается неотрицательным – рис. 1б.

Нереализуемые значения квадрата пульсаций скорости на фронте пламени по нормали к нему приводят к тому, что область реализуемости турбулентного потока по нормали к фронту пламени вырождается, то есть перестает существовать. Таким образом, буссинескова модель, в которой поток тепла пропорционален градиенту температуры или тепловой энтальпии не в состоянии обеспечить реализуемость турбулентного потока тепла по нормали к фронту пламени, а значит, она не в состоянии гарантировать корректные уровни турбулентного потока тепла по нормали к фронту пламени, от которого непосредственно зависит его наклон и скорость фронта пламени для перемешанного режима, что особенно важно для вопросов стабилизации пламени.

ЭКСПЕРИМЕНТЫ ПО ВЗАИМОДЕЙСТВИЮ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С ТУРБУЛЕНТНЫМ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ

*С.А. Баранов, Е.Д. Кудрявцева, А.В. Ливерко, Д.С. Сбоев, С.Н. Толкачев
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

Главной целью данной работы являлось исследование работы пленочных датчиков термоанемометра в области падения косой ударной волны следующего за ним веера волн разрежения на турбулентный пограничный слой. Эксперименты проведены в АДТ Т-125 при $M = 3$. Пограничный слой развивался на осесимметричном теле (комбинация конических и цилиндрических участков), располагавшемся на оси рабочей части АДТ. Внешние возмущения генерировались комбинацией конус-цилиндр, размещенной на стойке на стенке рабочей части АДТ. Были выполнены пневмометрические, оптические и термоанемометрические измерения. Пленочный датчик термоанемометра типа Дантек 55R47 был наклеен на длинном цилиндрическом участке осесимметричного тела, перемещением тела вдоль оси рабочей части регулировалось положение датчика относительно падающей ударной волны. В результате экспериментов было установлено, что пленочный датчик в изучавшемся течении позволяет получить данные по средним и пульсационным характеристикам в турбулентном пограничном слое в полосе частот до 200 кГц, надежно локализовать положение отклика на падающую ударную волну на стенке, охарактеризовать "размывание" этого отклика и выявить некоторые особенности течения, изучить которые другими методами достаточно сложно.

ВЛИЯНИЕ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ ПЛАСТИНЫ НА ТЕЧЕНИЕ В РЕЖИМЕ ВЯЗКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

Н.И. Батура, Ю.Н. Галанская, Г.Н. Дудин, А.Я. Чудаков (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

При рассмотрении обтекания заостренной пластины сверхзвуковым потоком для значения основного параметра взаимодействия, стремящегося к бесконечности, получено автомодельное решение в [1]. Исследования на пластине конечной длины показали, что в этом случае в окрестности передней кромки решение не единственно, а зависит от параметра, выбор которого позволяет удовлетворить заданному условию на задней кромке [2, 3]. В случае обтекания притупленной пластины, когда число Рейнольдса, вычисленное по диаметру закругления передней кромки, не является малым, поле давления, связанное с течением около затупления, является преобладающим на передней части тела и определяет первоначальный рост пограничного слоя [4, 5]. На тонком и достаточно длинном притупленном теле пограничный слой развивается внутри энтропийного, что выводит модель пограничного слоя за рамки классической (энтропийный эффект) [6]. На передней части пластины влияние вязкости распространяется на весь возмущенный слой течения [6]. Далее вниз по течению явления вязко-невязкого взаимодействия, как и на острой пластине, снова могут играть определяющую роль. Экспериментальные исследования [7] показали, что около притупленной пластины область возмущенного течения увеличивается, а возмущения против потока распространяются сильнее, чем в случае острой пластины.

Целью работы является численное исследование влияния притупления передней кромки пластины на аэротермодинамические характеристики течения и распространение возмущений против потока.

Рассмотрено сверхзвуковое течение вязкого газа около притупленной пластины конечной длины. Представлены результаты параметрических расчетов влияния радиуса притупления и возмущений давления, создаваемых клином, установленным на поверхности пластины, на локальные аэротермодинамические характеристики и распространение возмущений против потока в рамках решения двумерной стационарной задачи с использованием уравнений Навье-Стокса. Расчет ламинарного стационарного течения совершенного воздуха выполнен в программном комплексе ANSYS FLUENT.

Установлено, что на передней части пластины ($x/L \leq 0.5$) могут нарушаться условия применимости уравнений пограничного слоя ($M_\infty^2/Re_\infty < 0.01$). Интенсивность распространения возмущений давления против потока, создаваемых клином, нелинейно зависит от радиуса притупления пластины. В рассмотренном диапазоне определяющих параметров интенсивность распространения возмущений при обтекании притупленной пластины в 60 раз выше, чем при обтекании заостренной пластины.

Литература:

1. Lees L. On the boundary-layer equations in hypersonic flow and their approximate solutions // J. Aeronaut. Sci. 1953. N 20. P. 143-145.
2. Нейланд В.Я. Распространение возмущений вверх по течению при взаимодействии гиперзвукового потока с пограничным слоем // Изв. АН СССР. МЖГ. 1970. № 4. С. 40 – 49.
3. Brown S. N., Stewartson K. A non-uniqueness of the hypersonic boundary layer // Q. J. Mech. appl. Math. 1975. V. XXVIII, Pt. 1, pp. 75–90.
4. Hayes W.D., Probstein R.F. Hypersonic flow theory, Academic: New York & London, 1959. 464 p. (Хейз У.Д., Пробстин Р.Ф. Теория гиперзвуковых течений. М.: Изд-во иностр. лит., 1962. 607 с.)
5. Lees L., Kubota T. Inviscid hypersonic flow over blunt-nosed slender bodies // J. Aeronaut. Sci. 1957. N 24. P. 195–202.
6. Лунев В.В. Течение реальных газов с большими скоростями. М. Физматлит, 2007. 760 с.
7. Батура Н.И., Дудин Г.Н. Аэродинамический нагрев затупленной пластины на режиме сильного вязко-невязкого взаимодействия // ДАН. Физика, технические науки. 2022. Т. 507. С. 48–51.

ФОРМИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ОБЛИКА ПЕРСПЕКТИВНОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА УВЕЛИЧЕННОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

И.Г. Баширов, А.В. Волков, Д.А. Запорожец, У.Г. Ибрагимов, А.А. Павленко, Г.Н. Паскевич, С.В. Терещенко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Формирование аэродинамического облика современного сверхзвукового гражданского самолета (СГС) включает мероприятия по снижению лобового сопротивления на крейсерском режиме полёта и минимизации звукового удара путем трансформации N-образной волны избыточного давления в более слабые, рассредоточенные импульсы. Основная задача — не устранить ударную волну полностью, а разбить её на серию мелких импульсов (формирование «тихого» удара), что снижает воспринимаемый уровень шума на земле. Это достигается использованием удлинённых носовых частей, тонких крыльев оживальной формы, оптимизацией площади поперечного сечения по правилу площадей, оптимизации срединной поверхности крыла, интегральной аэродинамической компоновкой, объединяющей обводы фюзеляжа и крыла для плавного перераспределения давления, размещением двигателей над крылом или в хвостовой части фюзеляжа.

В работе исследуются различные способы уменьшения коэффициента лобового сопротивления. Выполнена оценка минимально-возможного звукового удара и определены основные факторы, влияющие на силу звукового удара. Выбираются оптимальная крутка и кривизна сечений крыла, положение максимальной толщины в продольных сечениях крыла, угол V-образности, форма носовой части фюзеляжа. В процессе формирования облика применяется генетический алгоритм оптимизации. Форма крыльев в плане выбирается с учетом требования уменьшения сдвига аэродинамического фокуса от дозвукового режима полета к сверхзвуковому.

Дополнительно к данным общеизвестным принципам формирования компоновок с низким ЗУ в работе проанализировано влияние формы крыла в плане на снижение громкости звукового удара путем разбиения замыкающего скачка уплотнения, а также изучено влияния положения и геометрических параметров горизонтального оперения на снижение громкости звукового удара за счет разбиения замыкающего скачка.

В работе применяются и анализируются эффективности и точности различных численных алгоритмов расчета характеристик обтекания СГС и величин звукового удара. Сравниваются ресурсоёмкие методы решений уравнений Рейнольдса и быстрые методы расчета использующие автоматически сгенерированные структурированные расчетные сетки.

ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЕТА НА СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ С КРЫЛОМ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ

*И.Ю. Белоусов, В.В. Богатырев, О.Н. Виноградов, А.В. Корнушенко, О.В. Павленко
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

А.А. Аксенов, С.В. Жлуктов, К.Э. Сорокин, А.В. Февральских (ООО «Тесис», г. Москва)

Солнечная энергия является наиболее экологичным видом энергии. Летательные аппараты, использующие солнечную энергию, могут летать круглосуточно. В дневное время они используют энергию, производимую солнечными панелями, а в ночное время планируют, но, при этом, теряют высоту. При снижении в ночное время такой летательный аппарат может на продолжительное время опускаться в облака с переохлажденными каплями воды и подвергнуться воздействию обледенения. Следует заметить, что широко используемые на самолетах тепловые противообледенительные системы (ПОС) могут существенно увеличивать вес сравнительно небольших беспилотных летательных аппаратов и требовать избыточного подвода энергии.

Проведено численное исследование с целью определения последствий обледенения на аэродинамические характеристики планера беспилотного летательного аппарата на солнечных батареях в ходе продолжительного ночного полета. Отложение льда рассчитывалось с использованием программного комплекса FLOWVISION [1]. Расчеты аэродинамических характеристик проведены по программе, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса.

Полученные результаты направлены на изучение проблемы обледенения высотных самолетов на солнечной энергии и помогают выбору и разработке ПОС для них. Показано, что длительный полет исследуемого ЛА в условиях обледенения требует противообледенительной защиты. Пример отложений льда при полете в условиях обледенения в течении 180 мин. показан на рис. 1. С учетом малой скорости полета ЛА в качестве средств защиты от обледенения могут быть эффективны современные супергидрофобные и льдофобные покрытия. При необходимости использования противообледенительных систем, предпочтительным является использование малоэнергоемких электроимпульсных или пневматических ПОС, а сочетание их со спецпокрытиями позволит дополнительно снизить энергопотребление противообледенительной системы.

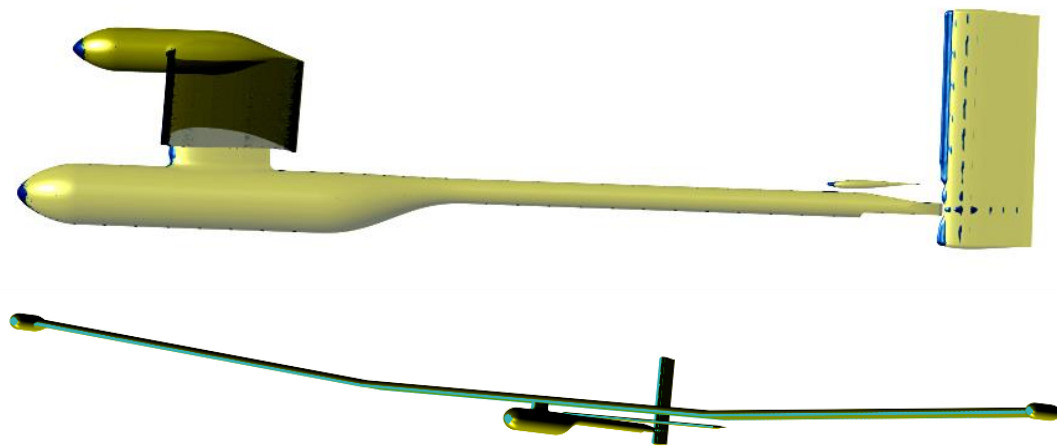


Рис. 1. Отложения льда, время обледенения 180 мин.

Литература:

1. Aksekov A.A., Byvaltshev P.M., Zhlukov S.V., Sorokin K.E., Babulin A.A., Shevyakov V.I. Numerical simulation of ice accretion on airplane surface // AIP Conference Proceedings, 2019, 2125, 030013.

СПОСОБЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОТРЫВА ЖИДКОСТИ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ НА МОДЕЛЯХ ВЫНУЖДЕННОЙ ПОСАДКИ САМОЛЕТОВ НА ВОДУ

А.Н. Беляевский, Л.Г. Гонцова, А.К. Максюттов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

Для исследования процесса аварийной посадки самолёта на воду используются динамически подобные свободно летающие модели, запускаемые катапультной. Моделирование динамики посадки требует соблюдения подобия по критерию Фруда. Для тел гладких форм, к которым относятся фюзеляжи самолетов, могут существовать два основных режима обтекания водой – безотрывный и отрывной. При малых скоростях движения модели, соответствующих моделированию по числу Фруда, вода плавно обтекает погруженную часть тела со сходом струй с кормовой оконечности. В этом случае имеет место обширная зона разрежений. При натурных посадочных скоростях реализуется «отрывное» обтекание, при котором линия отрыва потока близка к линии перехода цилиндрической центральной части фюзеляжа в сужающуюся хвостовую. При таких скоростях процесс взаимодействия самолёта с поверхностью воды происходит примерно так же, как при посадке гидросамолёта – поток воды отрывается от поверхности днища фюзеляжа и хвостовая его часть не взаимодействует с водой, а на фюзеляже в зоне контакта с водой возникают только положительные давления. При посадке модели отрыва потока не происходит, и на нижней поверхности центральной части фюзеляжа возникают зоны положительных давлений, а на нижней поверхности хвостовой части – отрицательных давлений, что приводит к несоответствию динамики движения модели и натурального самолёта. Этот масштабный эффект возникает при моделировании по критерию Фруда из-за невыполнения подобия по критерию Эйлера, которое является определяющим при моделировании отрывных течений. Для устранения этого масштабного эффекта необходимо при испытаниях модели искусственно организовывать отрывное обтекание водой хвостовой части фюзеляжа.

Одним из способов создания отрывного обтекания модели является установка реданов в зоне разрежения на фюзеляже модели. Испытания модели с реданами показали, что для создания отрывного обтекания необходим редан достаточно большого размера, что искажает обводы фюзеляжа. В настоящее время применяются модели, в которых отрывной режим обтекания обеспечивается путём подвода воздуха в зону разрежений через систему дренажных отверстий, расположенных на нижней поверхности хвостовой части фюзеляжа модели в зоне возникновения отрицательных давлений. Модель с системой дренажа имеет ряд недостатков, основным из которых является возможность попадания воды через дренажные отверстия внутрь модели. С целью устранения этого недостатка был разработан метод создания отрывного обтекания фюзеляжа модели путем установки на хвостовой части модели ряда поперечных кольцевых риблетов из проволоки, выполняющих роль мини-кавитаторов и открывающих проход атмосферного воздуха по боковой поверхности фюзеляжа в зону разрежений, что вызывает там отрыв потока, соответствующий условиям посадки натурального самолёта. Испытания модели самолета с риблетами показали возможность создания отрывного обтекания модели таким способом.

ПАРМЕТРИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ШУМА ОБТЕКАНИЯ ПРЯМОУГОЛЬНОГО ОТСЕКА КРЫЛА И ШУМА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТРУИ И КРЫЛА

И.В. Беляев, И.В. Панкратов, Н.А. Коноплин, В.Ф. Копьев (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Шум обтекания механизированного крыла является одним из значимых источников шума современных магистральных самолетов при заходе на посадку. Для двигателей с большой степенью двухконтурности, установленных вблизи крыла, появляется дополнительный источник шума – шум взаимодействия струи двигателя с отклоненным закрылком, - который может вносить заметный вклад в шум самолета как при заходе на посадку, так и на режиме взлета.

Как шум обтекания крыла, так и шум взаимодействия струи и закрылка зависят от большого числа параметров: углы отклонения предкрылков и закрылков, угол атаки, скорость набегающего потока и скорость струи и т.д. Как следствие, исследование параметрических зависимостей шума обтекания крыла и шума взаимодействия представляет большой интерес с точки зрения выбора оптимальной конфигурации механизации крыла магистрального самолета.

Для определения влияния различных параметров на шум крыла и шум взаимодействия струи и закрылка в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ были проведены экспериментальные исследования прямоугольного отсека крыла размахом 0.5 м и удлинением 3.125 для различных конфигураций:

- крейсерская конфигурация (предкрылки и закрылки убраны)
- два типа предкрылков (выдвижной и поворотный с углами отклонения 20° и 30°)
- два типа закрылков (выдвижной и поворотный с углами отклонения 20° , 40° и 45°).
- использование флаперонов для снижения шума взаимодействия струи и закрылка.

Геометрия испытаний отсека крыла в АК-2 ЦАГИ приведена на рисунке 1. Измерения проводились для скоростей потока 40, 50 и 60 м/с, геометрических углах атаки от 0° до 15° и скоростях струи 120, 180 и 240 м/с. Микрофоны располагались вдоль линии, параллельной оси прямоугольного сопла и отстоящей от нее на 2 м, равномерно с шагом 10° в диапазоне углов $40^\circ - 110^\circ$, отсчитываемых от оси потока.

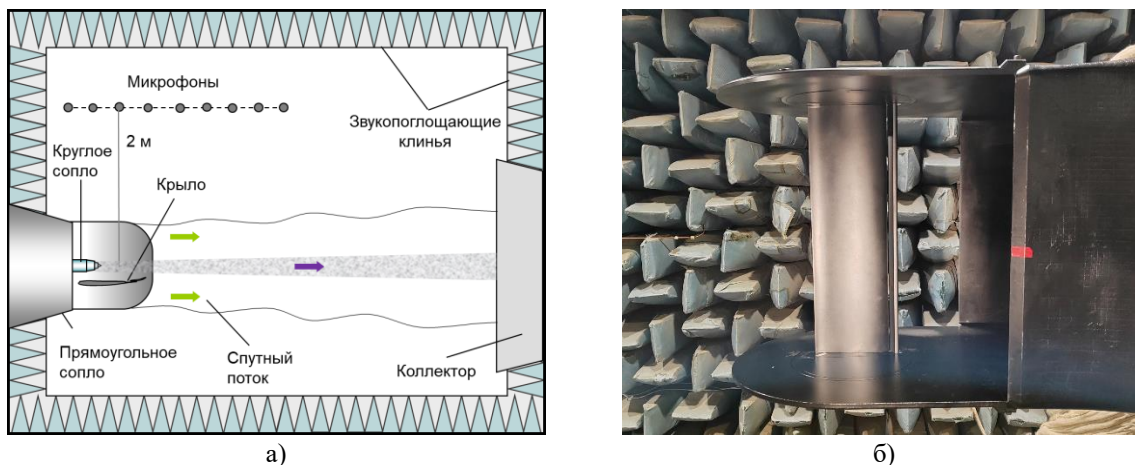


Рис. 1. Геометрия испытаний прямоугольного отсека крыла в АК-2 ЦАГИ:
а) схема испытаний (вид сверху), б) фотография отсека крыла (вид со стороны микрофонов)

В результате проведенных испытаний были определены эмпирические зависимости спектров шума от исследуемых параметров. В частности, было получено, что использование поворотного предкрылка с углом отклонения 20° , при котором реализуется бесщелевая конфигурация предкрылка, приводит к тем же уровням шума, что и крейсерская конфигурация (т.е. когда предкрылок не выпущен). Увеличение угла отклонения поворотного предкрылка приводит к появлению щели между предкрылком и крылом и увеличению уровня шума на 2 - 4 дБ по сравнению с бесщелевой конфигурацией. При наличии струи, дополнительный шум взаимодействия струи с закрылком (~ 5 дБ в области средних частот) может быть полностью устранен с помощью флаперона.

Полученные результаты могут быть использованы при решении задачи многокритериальной оптимизации механизации крыла магистрального самолета для обеспечения приемлемых уровней шума обтекания крыла и шума взаимодействия струи и закрылка.

КОД NOISETTE: ВНЕДРЕНИЕ ГЕТЕРОГЕННОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ МЕТОДИКИ В ИНДУСТРИАЛЬНУЮ ПРАКТИКУ

*В. Г. Бобков, Р. Р. Гайсин, А. В. Горобец, А. П. Дубень,
Н. С. Жданова, В. А. Сапожников (ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, Москва)*

В научных расчетных кодах реализуются оригинальные численные методы и модели, исследуются их свойства, демонстрируются возможности и, если повезет, преимущества. По результатам публикуются статьи в научных журналах, но на этой стадии зачастую все и заканчивается. Поскольку между демонстрацией концепции и доведением до высокой степени технологической готовности, как правило, находится пропасть. Доклад посвящен преодолению такой пропасти для гетерогенной параллельной вычислительной методики кода NOISETTE.

Течение вязкого сжимаемого газа описывается уравнениями Навье–Стокса, дополненными моделями турбулентности в рамках гибридного RANS-LES подхода семейства DES [1] с альтернативными LES моделями, подсеточными масштабами и улучшенной защитой пограничного слоя [2,3]. Схемы EBR [4] и AES [5] на неструктурированных сетках, адаптированные для достижения высокой степени параллелизма, используются для дискретизации конвективных и вязких членов, соответственно. Для дискретизации по времени используется неявная схема. Для

моделирования аэродинамического шума используется метод FW/H. Данная вычислительная методика ориентирована на высокоточные нестационарные расчеты задач аэродинамики и аэроакустики, которым характерна высокая вычислительная стоимость. Соответственно, для высокоэффективного использования гибридных суперкомпьютеров разработано комбинированное распараллеливание на основе открытых стандартов MPI, OpenMP, OpenCL [6].

Для достижения практической применимости был решен ряд проблем. Необходимое ускорение сходимости промышленных RANS расчетов достигнуто за счет применения многосеточного метода в сочетании с неявной схемой с локальным шагом. Робастность численного метода существенно повышена за счет внедрения средств диагностики и стабилизации решения, а также за счет адаптации численной схемы для устойчивой работы на сетках низкого качества [7]. Сложность использования кода радикально снижена за счет реализации автоматической настройки численного метода [8] и автоматизации выполнения серийных расчетов. Выделены несколько проблемно-ориентированных решений, включая моделирование компрессоров и турбин газотурбинных двигателей, моделирование винтов вертолета с кинематикой шарнирного винта. Функциональное расширение включает деформируемые адаптивные сетки, деформацию под действием аэродинамических сил, сопряженный теплообмен, нелинейный гармонический анализ (ротор-статор интерфейс), методы пристеночных функций с новыми законами стенки [9], подключение термодинамики реального газа, моделирование несжимаемых течений. Результатом развития вычислительной методики в сторону повышения технологической готовности стало внедрение NOISETTE в отечественное промышленное ПО инженерного анализа CADFlo и TRD-CAE.

Работа выполнена при финансовой поддержке РНФ, проект № 24-11-00287. Результаты получены с использованием оборудования ЦКП ИПМ им. М. В. Келдыша РАН (<http://ckp.kiam.ru>).

Литература:

1. Guseva E., Garbaruk, A., Strelets M. K. Assessment of Delayed DES and Improved Delayed DES Combined with a Shear-Layer-Adapted Subgrid Length-Scale in Separated Flows // Flow, Turbulence and Combustion. 2017. Vol. 98. 481–502.
2. F. X. Trias, J. Ruano, A. Duben, A. Gorobets. A rational length scale for large-eddy simulation of turbulence on anisotropic grids // Physics of Fluids 37, 085239 (2025)
3. Duben A., Sapozhnikov V. Evaluation of Delayed Detached Eddy Simulation with Grey Area Mitigation Techniques and Enhanced Protection of Boundary Layer // Int. J. Heat and Fluid Flow. – 2026. – Vol. 121(1). – 110407.
4. Bakhvalov P. A., Kozubskaya T. K. EBR-WENO scheme for solving gas dynamics problems with discontinuities on unstructured meshes // Computers & Fluids. 2017. 157. 312–324.
5. Bakhvalov P. A., Surnachev M. D. Method of averaged element splittings for diffusion terms discretization in vertex-centered framework // Journal of Computational Physics. 2021. Vol. 450. 110819.
6. Gorobets A., Bakhvalov P. Heterogeneous CPU+GPU parallelization for high-accuracy scale-resolving simulations of compressible turbulent flows on hybrid supercomputers // Computer Physics Communications. – 2022. – Vol. 271. – 108231.
7. Gorobets A. Improving the Robustness and Applicability of Higher-accuracy EBR Schemes // Lobachevskii J. Math. – 2024. – Vol. 45(10). – 5002–5013.
8. A. V. Gorobets, N. S. Zhdanova, V. G. Bobkov. Towards Industrial Applicability of CFD Methodology for Massively-Parallel Hybrid Systems // Mathematical Models and Computer Simulations, Vol. 17, Suppl. 1, pp. S11–S21, 2025.
9. Zhdanova N. S., Vasilyev O. V. Grid Dependence of Wall-Modeled RANS Simulations // Math. Models Comput. Simul. – 2025. – Vol. 17, Suppl. 2. – P. S241–S253.

РАЗРАБОТКА И ИСПЫТАНИЯ НА ОБЛЕДЕНЕНИЕ ГИБРИДНОЙ МОДЕЛИ С ПОВОРОТНЫМ НОСОВЫМ ОТСЕКОМ В АХТ СД ЦАГИ

*В.В. Богатырев, Д.В. Безруков, А.В. Ливерко, А.Б. Миллер, Л.Н. Розанова
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

А.А. Аксенов, С.В. Жлуктов, К.Э. Сорокин (ООО «Тесис», г. Москва)

Для валидации и калибровки программного обеспечения, которое может использоваться для методов определения соответствия авиационным правилам НЛГ 25 при сертификации ЛА для полетов в условиях обледенения, наибольшую ценность представляют экспериментальные данные, полученные в близких к натурным условиям. Существуют методы создания локального соответствия условий отложений льда на так называемых гибридных моделях с натурными размерами носовой части и укороченным хвостом. По принципу использования уменьшенных/укороченных моделей такие методы относятся к методам масштабирования обледенения. При этом методы масштабирования обледенения на обычных моделях уменьшенного масштаба существенно сложнее в практической реализации [1]. Разработан

вариант гибридной модели с поворотным носовым отсеком с профилировкой NASA 0012 (10% хорды) и неподвижной унифицированной хвостовой частью длиной 0.9 м. Такой вариант модели подходит для испытаний в условиях ограниченной по размерам рабочей части и отличается пониженным воздействием на поток в трубе и ее загромождением, а также небольшими нагрузками на модель. Расчетным способом на основе решения уравнений RANS 2D для профиля с хордой 1.8288 м (72 дюйма) под углом атаки 4° в большой расчетной области и для гибридной модели в канале шириной 1 м определено сходное положение точки торможения при угле отклонения носового отсека 13.6° . В рамках расчетно-экспериментальных исследований несущих поверхностей в условиях обледенения гибридная модель была испытана на обледенение в аэрохолодильной трубе сезонного действия (АХТ СД) ЦАГИ.

Расчетное сопровождение испытаний в АХТ СД ведется с помощью программного комплекса (ПК) FlowVision [2]. ПК FlowVision позволяет получить детальные параметры полидисперсного воздушно-капельного потока на представляющем наибольший интерес участке тракта трубы от водораспыливающего коллектора до выхода из рабочей части и смоделировать процессы отложения льда на моделях в рабочей части трубы. При этом на основе обратной связи в ПК FlowVision вносятся дополнительные функциональные доработки. В 2025 г. основной такой доработкой стала возможность наряду со спектрами размеров капель задавать и их температурные и скоростные спектры. Это позволило значительно ускорить калибровку ПК FlowVision для расчета обледенения на основе разделения 3D

расчета параметров воздушно-капельного потока в тракте трубы и 2D расчета обледенения модели в прямоугольной расчетной области, соответствующей рабочей части. Выполнено расчетное подтверждение сходства отложений льда на гибридной модели и полноразмерном крыле (рис. 1).

Литература:

1. Богатырев В.В., Розанова Л.Н. Экспериментальные исследования обледенения разномасштабных моделей несущих поверхностей в аэрохолодильной трубе сезонного действия ЦАГИ // Материалы XXXIII Научно-технической конференции по аэродинамике, 2022.
2. Aksenov A.A., Byvaltsev P.M., Zhluktoy S.V., Sorokin K.E., Babulin A.A., Shevyakov V.I. Numerical simulation of ice accretion on airplane surface // AIP Conference Proceedings, 2019, 2125, 030013.

$V=80$ м/с, $t=-7.1^\circ\text{C}$, $LWC=1.09$ г/м³, $\tau=20$ мин.

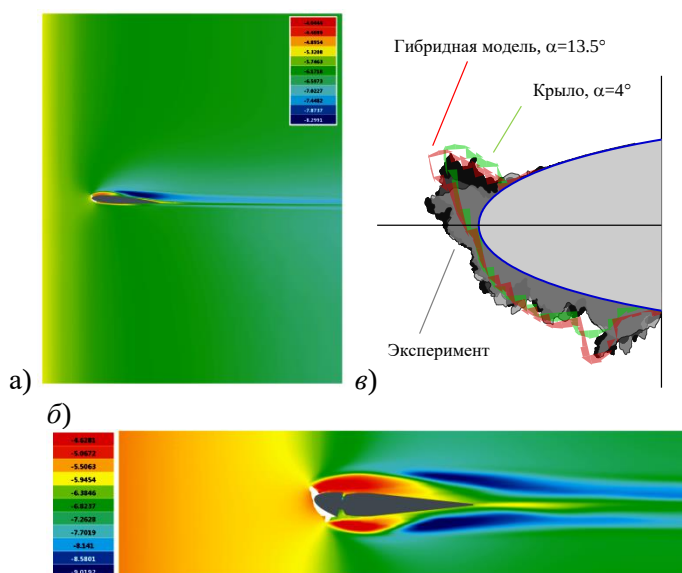


Рис. 1. Контуры осредненной по массе температуры капель при обледенении крыла с хордой 1.8288 м (а) и гибридной модели с хордой 1.08288 м (б), сравнение форм ледяных отложений (в)

УЛУЧШЕНИЕ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗА СЧЕТ МОДИФИКАЦИИ НОСКА ПРОФИЛЯ КРЫЛА

А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, Ю.А. Бурлаков, И.Л. Чернышёв

Способы увеличения несущих свойств изолированных профилей умеренной относительной толщины ($c=9-12\%$) при малых скоростях достаточно хорошо известны, основные из них – это увеличение радиуса носка профиля и отгиб его вниз. Однако возникает вопрос, сохранится ли выигрыш при отклоненной механизации – закрылке и, особенно, предкрылке. Для ответа на этот вопрос была инициирована данная работа.

Профиль консольной части крыла регионального самолета с невысокими несущими свойствами был модифицирован при помощи программы ORTFOIL с целью максимального улучшения несущих свойств при малых скоростях. Изменения затронули только носовой участок – 20% хорды (рис.1). Скоростные характеристики не рассматривались для усиления эффекта. В реальной практике обычно существует компромисс: увеличение несущих свойств профиля при малых скоростях приводит к потере скоростных свойств.

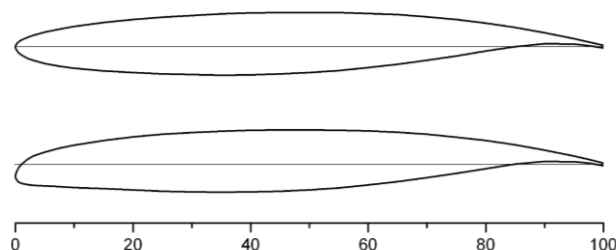


Рис.1. Сравнение базового и модифицированного профилей

Расчеты изолированных профилей при малых скоростях ($M=0.15$) различными кодами (CYMAX, XFOIL, VISTRAN, MULTIVIS, а также RANS-методами) показали значительный выигрыш несущих свойств $\Delta C_{y_{\max}} \sim 0.3$ в диапазоне чисел Рейнольдса от $Re=1$ млн до $Re=16$ млн, за исключением программы MULTIVIS (рис.2). Штриховыми линиями показаны результаты для базового профиля, сплошными – для модифицированного. Расчеты проводились при свободном переходе пограничного слоя на обеих поверхностях за исключением расчетов по FLUENT в полностью турбулентной моде.

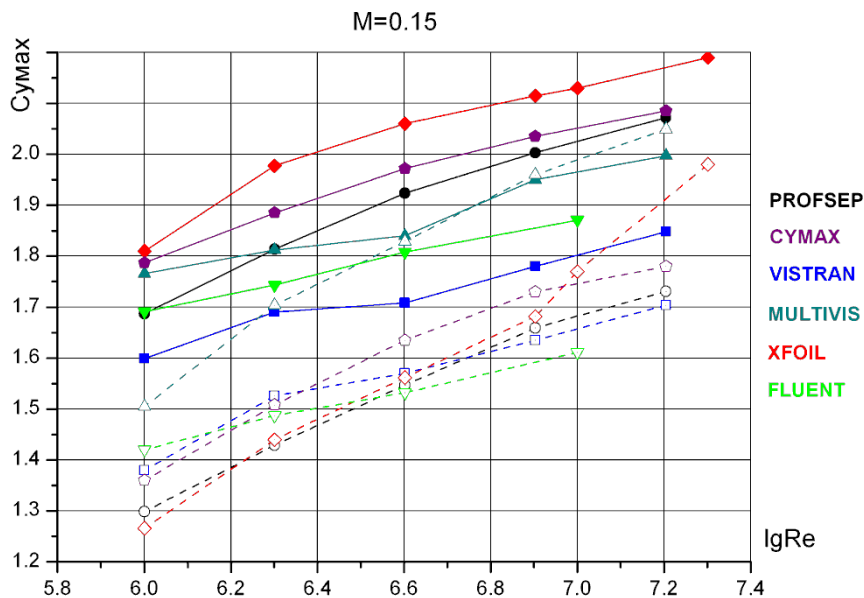


Рис.2 – Расчетные несущие характеристики изолированных профилей

Закрылок с хордой 25% был одинаков для базового и модифицированного профилей и отклонялся на угол 30° . Ширина щели составляла 2%. Расчеты проводились только при помощи RANS-метода. Выигрыш несущих свойств от модификации носка профиля сохраняется и при отклоненном закрылке (рис.3).

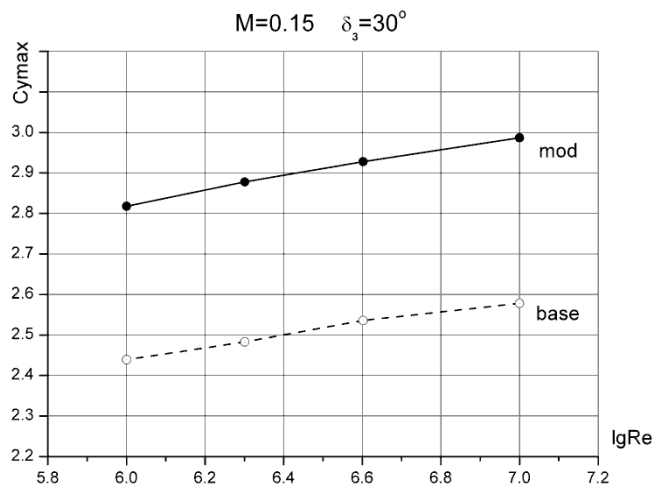


Рис.3. Сравнение несущих характеристик профилей с отклоненными закрылками

Предкрылок с хордой 17.5% отклонялся на угол 24° , а для модифицированного профиля еще и на угол 18° (рис.4). Щель между предкрылком и основным профилем составляла 2%.

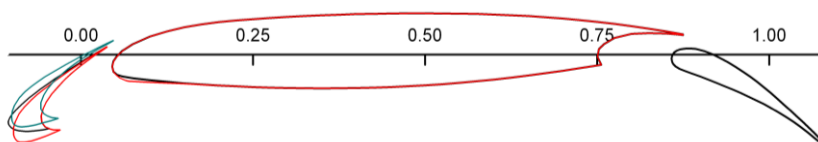


Рис.4. Профили с отклоненными закрылками и предкрылками

Выигрыш несущих свойств от модификации носка профиля сохраняется и при отклоненных закрылке + предкрылке (рис.5).

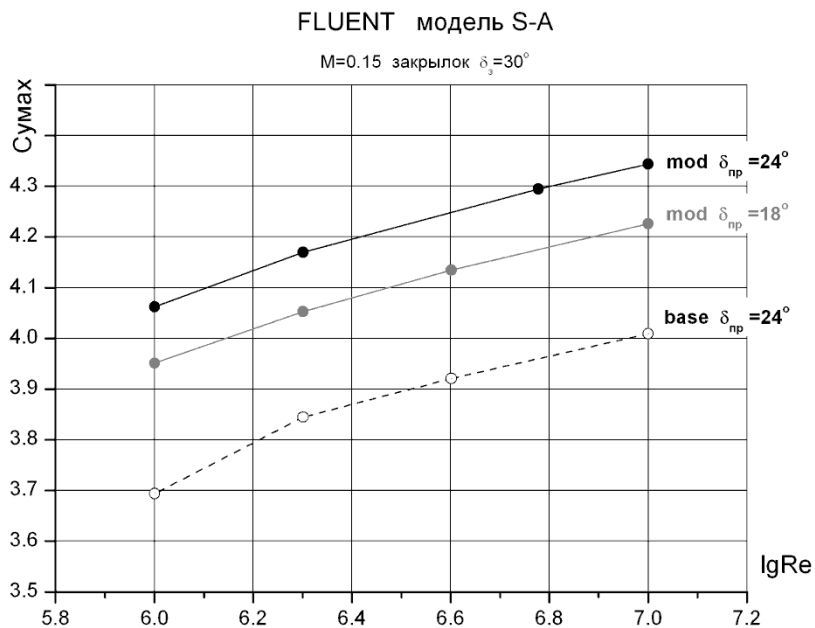


Рис.5. Сравнение несущих характеристик профилей с отклоненной механизацией

ОПТИМИЗАЦИЯ ПОЛОЖЕНИЯ И ФОРМЫ ЩЕЛЕВОГО ЗАКРЫЛКА ДЛЯ МАКСИМИЗАЦИИ НЕСУЩИХ СВОЙСТВ

Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Бурлаков Ю.А. (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Работа посвящена методу решения обратной задачи и оптимизации аэродинамических характеристик профиля с отклоняемым щелевым закрылком на взлетно-посадочных режимах. Генетическим методом оптимизации минимизируется невязка между желаемыми и получающимися аэродинамическими характеристиками, в первую очередь $C_y(\alpha)$, при нескольких углах атаки, включая закритические. Для расчета аэродинамических характеристик механизированных профилей применяется оперативный зональный метод MULTIVIS на базе панельного метода симметричных особенностей и интегрального метода расчета пограничного слоя, в рамках сильного вязко-невязкого взаимодействия.

В качестве варьируемых параметров рассматриваются X и Y координаты носка закрылка, а также угол отклонения. Из литературы известно, что именно эти переменные являются определяющими, хотя возможна дополнительная свобода по изменению геометрии носовой части закрылка. Приведены примеры как по восстановлению положения закрылка по известным интегральным характеристикам, так и по максимизации несущих свойств, в том числе и за счет продвижения по углу атаки – увеличения $\alpha_{\text{крит}}$. Еще одной интересной особенностью используемого алгоритма является возможность устранения нежелательного ступенчатого поведения зависимости $C_y(\alpha)$, когда отрыв на закрылке при малых углах атаки устраняется при переходе к большим углам.

Выполненная работа имеет большой потенциал и может быть продолжена в различных направлениях. Например, интересной может быть постановка задачи о глобальной максимизации подъемной силы с “развязанным” от крейсерской формы закрылком, или для щелевого крыла, в котором закрылок не убирается в крейсерском полете.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СТАТИЧЕСКИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СВОБОДНОЛЕТАЮЩЕЙ МОДЕЛИ В ЛЁТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ

Болсуновский А.Л., Бурлаков Ю.А., Пигин А.В., Цатурян Н.В. (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Рассматривается методика определения статических аэродинамических характеристик свободнолетающей модели по данным лётного эксперимента. Модель изготовлена с использованием аддитивных технологий и оснащена датчиками воздушной скорости, давления, температуры, трёхосевыми акселерометром и гироскопом, а также ГНСС-приёмником. Был предложен метод сегментации данных на основе расширяющегося временного окна для выделения установившихся режимов планирования и горизонтального полёта. На выделенных участках выполняется фильтрация сигналов, приведение воздушной скорости к истинной, после чего рассчитываются коэффициенты подъемной силы и сопротивления, а также аэродинамическое качество. По результатам серии лётных испытаний получены скоростная поляра и балансирующая кривая модели. Установлено, что наиболее достоверные результаты получаются в диапазоне коэффициента подъемной $C_y \approx 0,15 \div 0,3$ соответствующем крейсерским режимам. Предложенный алгоритм может применяться для экспериментальной оценки лётных характеристик малых беспилотных летательных аппаратов, проверки расчётных моделей и оптимизации эксплуатационных режимов.

ПОВЫШЕНИЕ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ФРЕЗЕРОВАНИЯ ВАФЕЛЬНОГО ФОНА НА ДЕТАЛЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ С ПРИМЕНЕНИЕМ СТАНКА С ЧПУ ОБЪЕКТНОГО БАЗИРОВАНИЯ

С.А. Болсуновский, В.А. Пупчин, П.А. Захаржевский, И.Н. Качарава (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Развитие технологии производства ракетно-космической техники (РКТ) включает возможность широкого применения для соединения деталей с вафельным фоном (цилиндрические и конические обечайки, днища) сварки трением с перемешиванием (СТП), обеспечивающей по сравнению с применяемой в настоящее время технологией аргонодуговой электрической сварки более высокие прочностные характеристики сварного шва. Отработка технологии СТП продемонстрировала возможность получения сварных швов с высокой прочностью – до 90-95% прочности исходного полотна алюминиевого сплава, из которого изготавливаются свариваемые детали. Это позволяет обеспечить снижение веса конструкции РКТ за счет удаления лишнего материала в зоне сварных швов и т.н. компенсаторов, где в настоящее время вафельный фон не формируется, так как эта зона характеризуется снижением прочности.

Для формирования вафельного фона в зоне швов и компенсаторов на уже сваренной конструкции, не могут быть применены как типовые промышленные станки с ЧПУ, так и специализированные станки со следящей системой, применяемые для обработки вафельного фона на производственных предприятиях. Для решения этой задачи было предложено использовать станок с ЧПУ малых габаритов и веса, устанавливаемый непосредственно на конструкцию, чтобы обеспечить фрезерование сварных швов локально в месте установки. Базирование станка осуществляется непосредственно от обрабатываемой детали (объекта) по ребрам и донышку ячеек вафельного фона.

При фрезеровании с использованием станка с ЧПУ малого размера возникают две задачи, связанные с разработкой эффективной технологии высокоскоростного фрезерования. Первая, обусловлена необходимостью обеспечить высокую производительность фрезерования при малой жесткости системы СПИД (станок – приспособление – инструмент – деталь). Повышение производительности ограничивается возникающими вибрациями инструмента с оправкой и всей конструкции станка. Вторая задача связана с необходимостью выполнять обработку ячейки с малой толщиной донышка (до 2 мм и менее при габаритных размерах ячейки 70 x 70 мм), имеющей склонность к вибрациям. Для решения данных задач было предложено использовать инструментальные средства анализа вибрационных характеристик системы СПИД, а также технологические гасители вибраций.

С использованием инструментальных средств были определены вибрационные характеристики фрезы в патроне и диаграмма устойчивости фрезерования (рисунок 1). На оси абсцисс диаграммы отложена частота вращения шпинделя (n , об/мин), на оси ординат – глубина фрезерования (мм). Область диаграммы над кривой соответствует обработке с вибрациями, под кривой – стабильному резанию. Исходная частота вращения фрезы, рекомендуемая технологом, составляла около 15000 об/мин. При этом глубина фрезерования ограничена и может составлять 0,3-0,4 мм (см. рисунок 1). Уменьшение частоты вращения фрезы до ~13000 об/мин позволяет увеличить глубину фрезерования до 0,9 мм, подняв производительность обработки в 2,5-3 раза.

Устранение вибраций донышка обрабатываемой ячейки была выполнено на основе предварительного расчета жесткости, собственных частот и форм колебаний с использованием метода конечного элемента (рисунок 2а). Расчет показал, что жесткость донышка оказывается достаточной для обработки ячейки без вибраций (до толщины ~ 2 мм). При обработке ячеек с меньшей толщиной донышка с обратной стороны ячейки при помощи вакуумной присоски может быть установлен гаситель вибраций, который обеспечит обработку для ячеек с толщиной донышка до 0,8 мм. Проведенная опытная обработки ячейки на тестовой заготовке подтвердила такую возможность (рисунок 2б).

Полученный в работе результат показывает, что существует возможность применения станка с ЧПУ объектного базирования для формирования вафельного фона в зоне сварного шва деталей РКТ с вафельным фоном. Применение инструментальных средств позволяет повысить производительность фрезерования для применяемого станка с ЧПУ, имеющего малую жесткость. Жесткость ячейки оказывается достаточной, чтобы обеспечить обработку донышка ячейки, а при необходимости вибрации могут быть устранены с использованием прикрепляемых технологических гасителей. Рассмотренная технология обработки локальных технологических элементов промышленных конструкций непосредственно с базированием от объекта может быть

применена в других отраслях машиностроения (судостроение, атомная промышленность, энергетическое машиностроение), в том числе при удалении фрезерованием участков повреждений на крупногабаритных конструкциях с последующим их восстановлением.

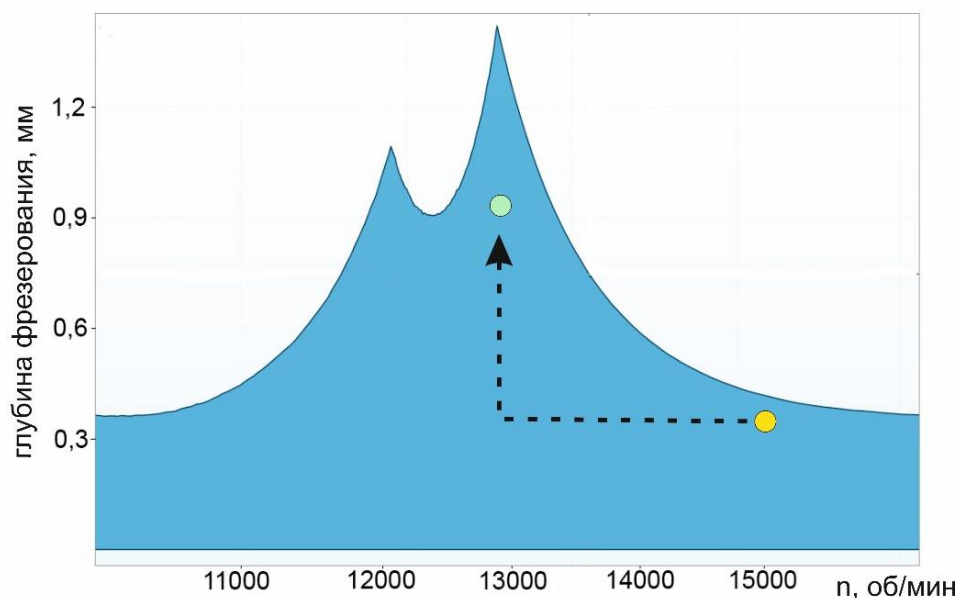


Рис. 1. Вибрационная характеристика и диаграмма устойчивости фрезерования.

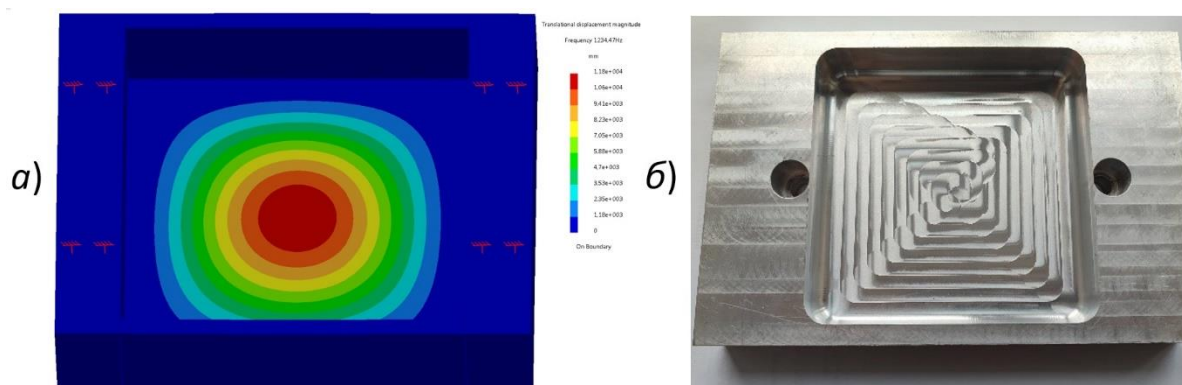


Рис. 2. Расчет методом конечных элементов (а) и обработанная с применением гасителя вибраций ячейки вафельного фона (б), толщина доннышка 0,8 мм, длина ребра 100 мм

ВЛИЯНИЕ ВИХРЕВОГО СЛЕДА НА ОБТЕКАНИЕ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА

И.С. Босняков, О.В. Карась, Ю.Н. Свириденко (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Рассматривается численное решение задачи о влиянии вихревого следа от одного летательного аппарата на другой летательный аппарата. Следующее воздушное судно попадает в вихревой след, расположенный параллельного его собственной траектории полета. Таким образом, задача обтекания воздушного судна в зоне вихревого следа считается стационарной. Оценивается влияние обратного действия самолета на траекторию вихревого следа, а также определяются силы и моменты, действующие на самолет. Результаты, полученные с помощью подхода на основе решений уравнений Рейнольдса (RANS), (программа EWT) сравниваются с результатами по методу, который совместно решает уравнения для полного потенциала и пограничного слоя (программа BLWF). Подробная постановка задачи приведена в работе [1].

Представлено комплексное численное решение задачи взаимодействия вихревого следа от одного самолета и другого самолета в пределах его зоны влияния в случае параллельности траекторий вихря и самолета. В результате решена задача обтекания самолета в зоне вихревого следа, оценено влияние самолета на траекторию вихревого следа и определены силы и моменты, действующие на самолет. Сравнение результатов, полученных с помощью EWT и BLWF для распределения коэффициентов подъемной силы C_y в сечениях правой и левой консоли крыла

показаны на рис. 1. Вихрь расположен в сечении $z/(L/2) = 0.5$ по размаху и на высоте $y/r_c = 1.2$ над правой консолью крыла. Здесь L – размах крыла, r_c – радиус вязкого ядра вихря.

Моделирование с использованием уравнений потенциального потока и трехмерного пограничного слоя проводилось с помощью модификации программы BLWF, что является более быстрым способом получения аэродинамической картины потока, чем методы вычислительной гидродинамики на основе решений уравнений RANS.

Сравнение двух методов показало незначительные расхождения в распределении коэффициента давления и суммарных сил и моментов, которые лежат в пределах допуска, требуемого для на авиационных тренажерах. Это подтверждает предположения о слабой деформации набегающего вихревого следа и возможности использования кода BLWF для моделирования аэродинамики пассажирского самолета в опасной зоне влияния вихревого следа.

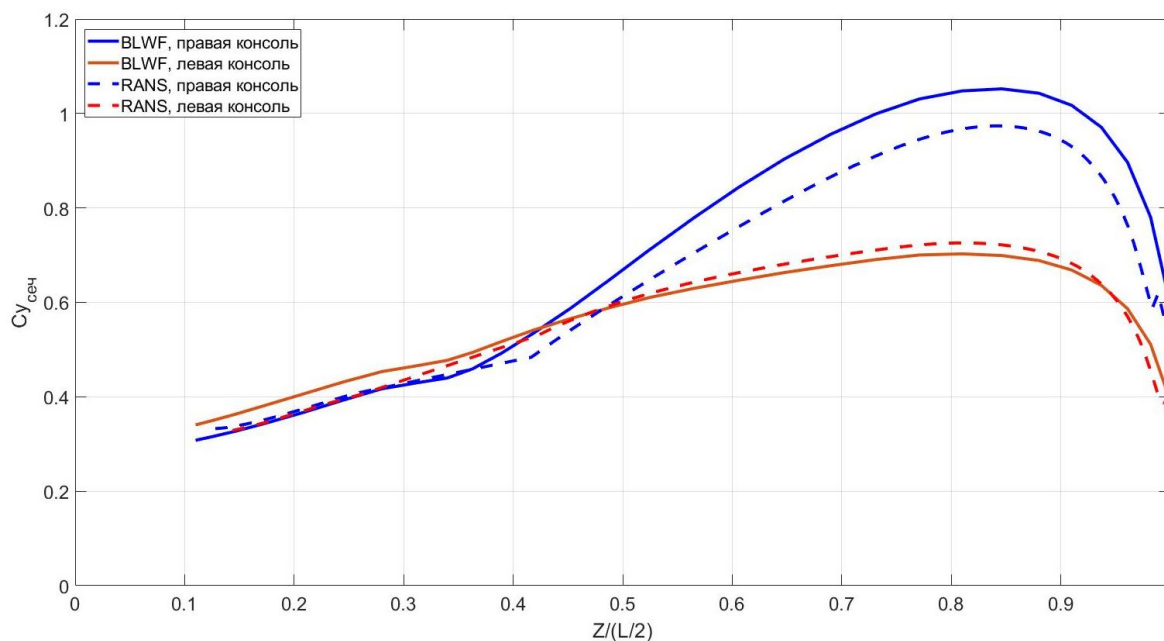


Рис. 1. Сравнение распределения C_y сечений на левой и правой консолях крыла, расчеты по EWT (пунктир) и BLWF (сплошные)

Литература:

1. I. S. Bosnyakov, O. V. Karas, and Yu. N. Sviridenko, «Influence of a Wake Vortex on the Flow around a Passenger Aircraft Configuration», *Lobachevskii Journal of Mathematics*, 2026, Vol. 47, No. 5, pp. 2047–2056.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ СТРУИ ДВИГАТЕЛЯ С ПОВЕРХНОСТЬЮ ЗАКРЫЛКА НА РЕЖИМАХ ЭКСТРЕННОГО ВЗЛЕТА ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

С.М. Босняков, С.В. Матяш, С.В. Михайлов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Описан метод определения границ струи, истекающей из сопла двигателя гражданского самолета с прогнозом возможности взаимодействия указанной струи с крылом самолета во взлетно-посадочной конфигурации. Используются метод Галеркина с разрывными функциями [1-2] и метод WENO высокого порядка точности, предназначенные для проведения расчетов на высокопроизводительных компьютерах.

На примере расчета круглой дозвуковой затопленной струи методами RANS/SST и RANS/LES показано, что: 1) при использовании метода Галеркина с разрывными функциями происходит завышение уровня турбулентности и скорости роста слоев смешения струи, при этом на переходном участке турбулентность в расчете приходит в равновесие и соответствует экспериментальным данным; 2) практические расчеты рекомендуется проводить по схеме четвертого порядка точности ($K = 3$), который обеспечивает приемлемый уровень разрешения вихревых структур течения.

Выполнен расчёт обтекания полномасштабной модели ЛА с выпущенной механизацией на режиме полного газа. Показано, что в рассматриваемом случае имеет место взаимодействие струи двигателя с поверхностью закрылка. Этот вывод получен как методом RANS, так и

методом LES.

Принципиальная геометрия поверхности ЛА включает в себя: фюзеляж, крыло, горизонтальное и вертикальное оперение, мотогондолы двигателей ТРДД средней степени двухконтурности ($m = 5-6$) со скошенным воздухозаборником, а также круглым соплом внутреннего смещения.

Численный расчет связан с большим объемом вычислений, поэтому при использовании суперкомпьютера первостепенное значение имеет как скорость вычислений, так и оптимальность загрузки ЭВМ. В данной работе применяется блочно-структурированная сетка, состоящая из большого числа блоков, некоторые из которых имеют связанные границы. Такая структура позволяет проводить вычисления в блоках независимо и взаимодействовать только на этапе обмена данными.

При формулировании задачи ставятся начальные и граничные условия. На внешней границе расчетной области используется мягкое граничное условие RIEMANN (взаимодействие с внешним потоком на основе инвариантов Римана), на плоскости симметрии – условие симметричного отражения потока, на твердых поверхностях с прилипанием – условие SOLID_INSULATED (теплоизолированная стенка). Кроме того, используется граничное условие «Внешняя граница с заданным распределением скорости». Данное условие применяется в случае нахождения самолета в турбулентной атмосфере.

Начальные данные задаются во всех точках расчетной области и определяются с учетом специфики решаемой задачи. В некоторых случаях в качестве начального приближения задаются параметры набегающего потока, но бывают и более сложные условия, такие как распределения скоростей (v_x, v_y, v_z) , представляющие собой суперпозицию вихрей, скосов потока турбулентной атмосферы и профиля ветра в приземном пограничном слое.

Расчеты выполнены на аварийных режимах взлета после неудачной посадки. Двигатель переведен на полный газ, а механизация не убрана. Самолет движется по полосе со скоростью $M=0.1722$ и углом атаки $\alpha=0$.

Результаты расчета показывают, что области попадания струи на закрылок, полученные методом LES, больше чем, рассчитанные методом RANS. Это понятный результат, так как применение осредненных моделей турбулентности приводит к «поджатию» струй. На практике это может приводить к произвольным ошибкам. Например, полученная в расчете струя, проходящая мимо закрылка, в реальности не гарантирует, что «пересечения» не будет. Это опасно с точки зрения взаимодействия горячих струй с композитными закрылками, так как они чувствительны к температуре.

Литература:

1. Волков А. В. Применение многосеточного подхода к решению 3D уравнений Навье–Стокса на гексаэдральных сетках методом Галеркина с разрывными базисными функциями // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 2010. Т. 50. №. 3. – С. 517-531.
2. Подаруев В. Ю. Опыт создания программного кода на основе метода Галеркина с разрывными базисными функциями высокого порядка точности // Труды МАИ, 2017. Вып. №95. — 24 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА ПОЛОСТИ И ПРЕДКРЫЛКА НА ОСНОВЕ МЕТОДА СИМВОЛЬНОЙ РЕГРЕССИИ

А.В. Бражкин, И.В. Беляев, С.В. Кузнецов, И.В. Панкратов (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

При обтекании механизированного крыла в спектре шума обтекания могут присутствовать тональные компоненты, которые связаны с возникновением акустической обратной связи в полости предкрылка и являются предметом значительного интереса со стороны исследователей [1, 2]. Хотя основное внимание при этом обычно уделяется разработке способов подавления данного тонального шума, на практике также важна оценка характеристик тонального шума без необходимости проведения экспериментальных или численных исследований. Основная сложность здесь состоит в многопараметричности задачи: на то, возникнет ли в полости предкрылка обратная связь и, если возникнет, какими будут частоты и амплитуды тональных компонент шума, влияет большое количество взаимосвязанных параметров.

Физические механизмы, приводящие к появлению тонального шума предкрылка, во многом аналогичны задаче об акустической обратной связи при обтекании потоком двумерной полости [3], для которой имеется большое количество теоретических, экспериментальных и

численных исследований, что позволяет использовать эти данные для разработки полуэмпирической модели оценки характеристик тонального шума. В рамках данной работы была создана база экспериментальных данных, содержащая по возможности все опубликованные результаты по тональному шуму двумерных полостей для различных чисел Маха набегающего потока и различной относительной глубины (L/D) полости. К этим данным был применен метод символьной регрессии [4], который позволил получить модификацию формулы Росситера-Хеллера для частоты тональных компонент шума полости, учитывающую в явном виде относительную глубину полости L/D и на 5-7% лучше соответствующую экспериментальным данным (рисунок 1).

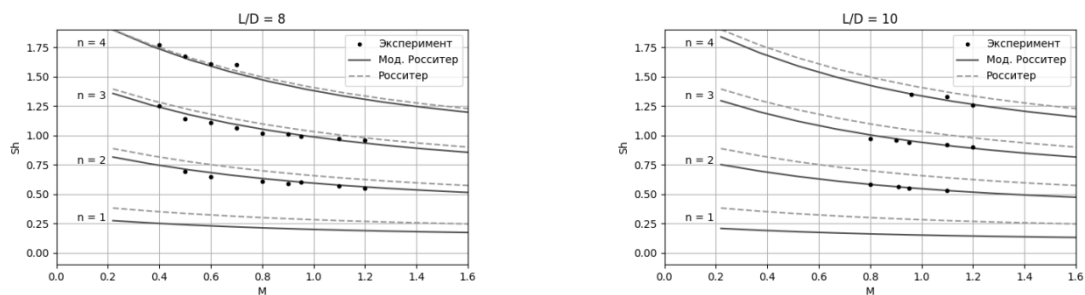


Рис. 1. Сравнение числа Струхала Sh гармоник $n = 1 \dots 4$ тонального шума полости для разных соотношений L/D для формулы Росситера и модифицированной формулы Росситера с экспериментальными данными

Далее метод символьной регрессии был применен к задаче моделирования тонального шума предкрылка для экспериментальных данных ЦАГИ по шуму моделей прямого и стреловидного крыла [1, 2]. Было получено, что для прямого крыла зависимость числа Струхала тональных компонент от угла атаки отсутствует, тогда как для стреловидного крыла частота тональных пиков нелинейно зависит от числа Маха и углов атаки и стреловидности. Были получены аналитические выражения, описывающие эти зависимости, однако в силу ограниченного объема использованных экспериментальных данных они нуждаются в дальнейшем уточнении на основе других опубликованных результатов и/или результатов новых экспериментов по тональному шуму предкрылка.

Работа выполнена по гранту РНФ №25-29-01434, <https://rscf.ru/project/25-29-01434/>

Литература:

1. Зайцев М.Ю., Беляев И.В., Копьев В.Ф., Миронов М.А. Экспериментальное исследование снижения узкополосного шума предкрылка с помощью шевронов // Акустический журнал. – 2012. – Т. 58. – №. 4. – С. 450-450.
2. Беляев И. В., Зайцев М. Ю., Копьев В. Ф. Влияние шевронов на шум предкрылка прямого и стреловидного крыла // Акустический журнал. – 2015. – Т. 61. – №. 6. – С. 754-754.
3. Casalino D., Gonzalez-Martino I., Mancini S. On the Rossiter-Heller frequency of resonant cavities // Aerospace Science and Technology. – 2022. – Т. 131. – С. 108013.
4. Cranmer M. Interpretable machine learning for science with PySR and Symbolic Regression. // arXiv preprint arXiv:2305.01582. – 2023.

УПРАВЛЕНИЕ УПРУГО-ДЕМПФИРУЮЩИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ АМОРТИЗАЦИОННЫХ СТОЕК ШАССИ САМОЛЕТОВ ГРУНТОВОГО БАЗИРОВАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИСКУССТВЕННОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ

В.А. Брусов, Ю.Ю. Мерзликин (ФАУ «ЦАГИ» г. Москва)

При эксплуатации самолета на грунтовых элементарно подготовленных и неподготовленных взлетно-посадочных полосах (ВПП), отличающихся существенно большими неровностями, чем на подготовленных ВПП, его планер на этапах разбега и пробега воспринимает от шасси повышенные силовые воздействия. При этих воздействиях динамическая нагруженность может превысить допустимую величину. Таким образом, профиль неровности ВПП может ограничивать возможность осуществления посадки или взлета с того или иного аэродрома конкретного самолета.

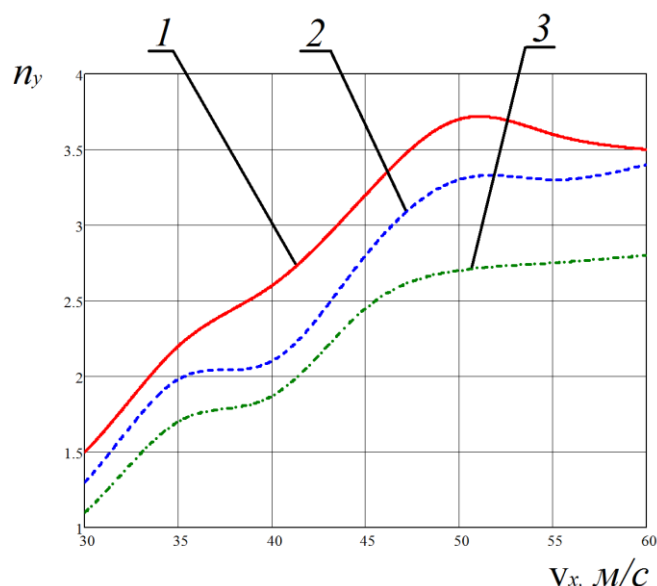


Рис. 1. Расчетные исследования. Амплитуда вертикальных перегрузок среднего транспортного самолета на разбеге по элементарно подготовленной грунтовой поверхности. Обозначено: 1 – самолет без регулирования характеристик шасси; 2 – самолет с регулированием параметров стоек без адаптации; 3 – самолет с адаптивными управляемыми стойками шасси.

Для снижения перегрузок самолетов на этапах взлета-посадки (разбега-пробега по ВПП) и рулении применяются амортизационные стойки с изменяемыми упруго-демпфирующими характеристиками. В связи с тем, что параметры неровностей ВПП находятся в широком диапазоне значений, необходимо использовать адаптивную систему управления коэффициентами жесткости и демпфирования амортизационных стоек. Такая система управления может быть построена с использованием искусственной нейронной сети. В работе рассматривалась сеть, содержащая три слоя. С использованием такой модели возможно реализовать адаптивный контур системы управления, подстраивающий упруго-демпфирующие параметры амортизационных стоек самолета под конкретные условия ВПП (длина и высота неровности, удельная твердость полосы). Для обучения искусственной нейронной сети использовался метод скоростного градиента. В качестве целевого критерия, подлежащего минимизации, использовалась половина квадрата сигнала рассогласования. Проведенные расчетные исследования разбега и пробега среднего транспортного самолета по грунтовой ВПП показали возможность снижения вертикальных перегрузок до 15% при оснащении системой управления упруго-демпфирующими характеристиками с нейронной сетью (рис. 1). Сравнение проводилось с самолетом, оснащенного «классической» (неадаптивной) системой управления параметрами стоек шасси.

ВЛИЯНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ПОВЕРХНОСТИ ГЕНЕРАТОРА ВИХРЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

Брутян М.А., Губский В.В., Павленко О.В. ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

Известно, что температура окружающей среды влияет на аэродинамические характеристики летательных аппаратов (ЛА). Изучению влияния температуры с различных позиций посвящено большое число работ, например, [1, 2].

В настоящей работе численно изучается влияние температурного фактора на эффективность генератора вихрей (ГВ). В условиях эксперимента [3] проведены численные исследования влияния температуры ГВ на его эффективность. Расчеты проведены по программе, основанной на численном решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Исследовано обтекание консоли прямого крыла при наличии отрыва на угле атаки $\alpha = 10^\circ$ при числе $M = 0.12$. Динамическая вязкость воздуха определялась по закону Сазерленда.

Зависимости аэродинамических характеристик крыла при изменении температуры ГВ показывают, что температура поверхности оказывает заметное влияние на его эффективность,

которая зависит от выбора управляющих параметров, основным из которых является площадь поверхности ГВ.

Показано, что изменение температуры обтекаемой поверхности ГВ относительно равновесной температуры можно рассматривать как один из возможных энергетических методов управления обтеканием и использовать его для повышения аэродинамического качества ЛА, рис. 1.

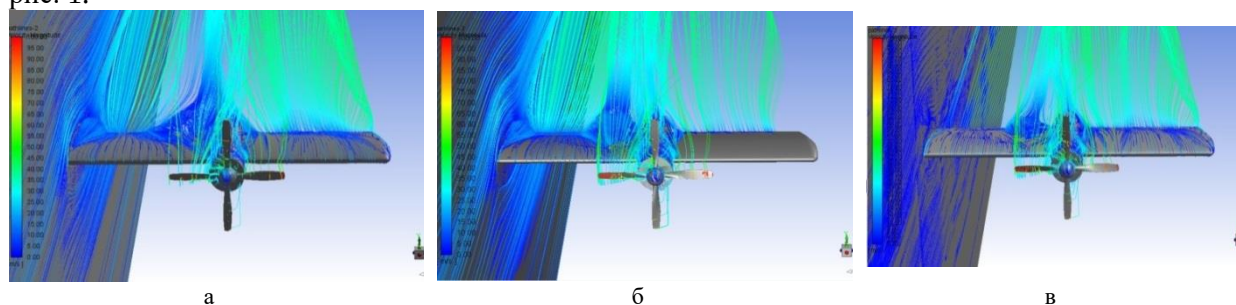


Рис. 1. Линии тока (м/с) при обтекании модели крыла, $t_\infty = 15^\circ\text{C}$, $\alpha = 10^\circ$;

а) – без генератора вихрей;

б) – с генератором вихрей $t_{ГВ} = t_\infty$

в) – с генератором вихрей $t_{ГВ} = -15^\circ\text{C}$

Литература:

1. Петров А.С., Судаков Г.Г., Судаков В.Г. Расчетные исследования применения локального теплообмена на крыле как средства повышения аэродинамического совершенства гражданских самолетов // Тр. ЦАГИ. 2013. Вып. 2716. С. 3 – 43.
2. Брутян М.А. Задачи управления течением жидкости и газа. М.: Наука, 2015. 271 с.
3. Sinnige T., Arnhem N., Stokkermans T., Eitelberg G., Veldhuis L. Wingtip-Mounted Propellers: Aerodynamic Analysis of Interaction Effects and Comparison with Conventional Layout // Journal of Aircraft, vol. 56(1), pp. 1 – 18, November 2018, DOI: 10.2514/1.C034978, <https://www.researchgate.net/publication/329036195>.

ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ЭКРАНОПЛАНА

Брутян М.А., Дружинин О.В., Павленко О.В., Раздобарин А.М. (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)
Февральских А.В. (НГТУ им. Р.Е. Алексеева, г. Москва)

Работы по изучению влияния близости земли на характеристики летательного аппарата начались в начале 20-го века и проводились в основном в ЦАГИ [1, 2].

Известно, что эффект влияния экрана усиливается по мере приближения к земле. При разработке компоновки экраноплана следует учитывать, что при заданных параметрах площади крыла и расстояния от экрана влияние экрана будет тем больше, чем меньше удлинение крыла [3]. Таким образом, данная закономерность позволяет формировать компоновку экраноплана как летательного аппарата с крылом малого удлинения. Надо отметить, что развитие экранопланов характеризуется широким поиском новых технических решений и компоновок. Одной из наименее изученных проблем формирования аэродинамических компоновок экранопланов остается возможность выполнения крыла по «бипланной» или «тандемной» схеме.

Настоящее исследование выполнено с целью нахождения положительной интерференции элементов крыла экраноплана типа «Биплан» и «Тандем» с учетом влияния вращения воздушного винта и близости земли. Проведенная валидация [4] расчетных и экспериментальных данных [5] показала хорошее согласование. Численное исследование интерференции элементов конструкции и влияния экранного эффекта проведено на различном расстоянии от экрана для нескольких вариантах компоновок прямых крыльев:

1. одно крыло с несимметричным профилем Clark Y+;
2. два крыла – компоновка «Тандем»;
3. два крыла – компоновка «Wing-box».

Результаты численных исследований демонстрируют перспективы в разработке экранопланов по бипланной схеме типа «Wing-box», в том числе, и в беспилотном исполнении, рис. 1.

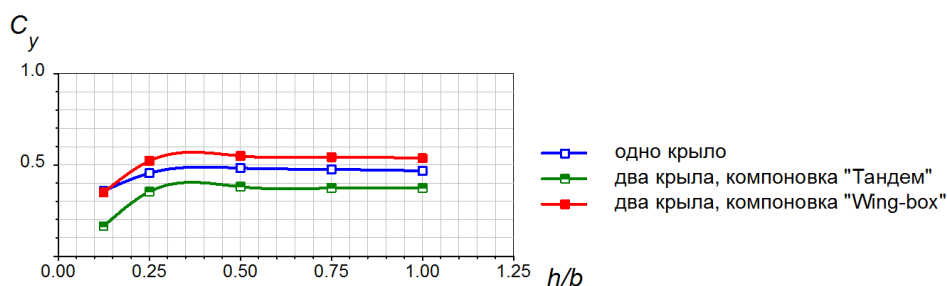


Рис. 1. Коэффициент подъемной силы моделей в зависимости от близости земли

Литература:

1. Серебрянский Я.М. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолета // Тр. ЦАГИ. – 1936. – Вып. 267.
2. Иродов Р.Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана // Ученые записки ЦАГИ, М., 1970, Т. 1, №4. С.63-72.
3. Белагин Н.И. Экранопланы. Л.: Судостроение. 1968.
4. Брутян М.А., Волков А.В., Вышинский В.В. Основы вычислительной аэродинамики. М.: Наука, 2024. – 356 с.
5. Февральских А.В. Численное моделирование обтекания крыла малого удлинения в условиях действия экранного эффекта // Наука и бизнес: пути развития. Инженерная геометрия и компьютерная графика. № 9 (159) 2024. С. 26-30.

ВЛИЯНИЕ УГЛА ПОПЕРЕЧНОГО V ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА НА ПОДЪЕМНУЮ СИЛУ И ЗВУКОВОЙ УДАР

М.А. Брутян, У.Г. Ибрагимов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Реальные течения происходят в трехмерном пространстве, однако в некоторых случаях только две координаты из трех являются определяющими. Такие ситуации соответствуют плоским либо осесимметричным (коническим) течениям. Во многих задачах сверхзвуковой аэродинамики при обтекании тел, обладающих свойствами конической симметрии, компоненты скорости течения постоянны вдоль прямых линий, проведенных из некоторой точки, например, из вершины конуса или треугольного крыла. Такие течения допускают ряд упрощений и называются коническими.

В работе [1] показано, что в рамках линеаризованной теории пространственное потенциальное коническое течение может быть описано с помощью одной аналитической функции. Данное обстоятельство существенно упрощает поиск решения, что позволило в дальнейшем решить целый ряд задач сверхзвуковой аэродинамики. В частности, в работе [2] построены аналитические решения для различных вариантов сверхзвукового обтекания треугольных крыльев. Во всех рассмотренных случаях крылья предполагались тонкими и слабо возмущающими поток, что дало возможность использовать методы линеаризованной теории. В отсутствие вязкости и в предположении постоянства энтропии во всей области течения изучено обтекание плоских треугольных крыльев с прямыми кромками.

В настоящей работе в рамках теории конических течений рассмотрено потенциальное обтекание под малым углом атаки тонкого симметричного треугольного V-образного крыла с дозвуковыми передними кромками, рис. 1. Симметричная область течения в физической плоскости с помощью интеграла Кристоффеля – Шварца отображается на верхнюю половину комплексной плоскости, в которой крыло переходит в отрезок прямой. При этом решение в виде аналитической функции комплексного переменного находится с учетом граничных условий непротекания на крыле и отсутствия возмущений скорости на конусе Маха. Полученное аналитическое решение используется далее для оценки величины подъемной силы и звукового удара.

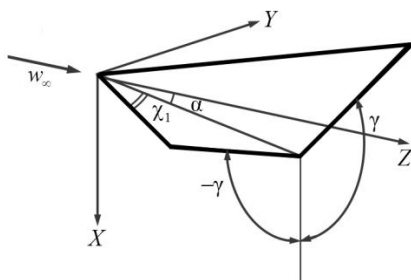


Рис. 1. Схема обтекания V-образного крыла

В рамках линейной теории вектор скорости представим в виде: $\mathbf{V} = (u, v, w_\infty + w)$, где u, v, w – компоненты возмущенной скорости, w_∞ – скорость набегающего потока, $u, v, w \ll w_\infty$. Тогда граничное условие непротекания на левой и правой консолях крыла с учетом малости угла атаки $\alpha \ll 1$, имеет вид:

$$-u \sin \gamma + v \cos \gamma = -\alpha w_\infty \sin \gamma$$

(1)

В работе [1] показано, что исходное волновое уравнение, описывающее сверхзвуковое коническое течение, может быть редуцировано к уравнению Лапласа, решение которого представимо в виде некоторой аналитической функции комплексного переменного $f(z)$, так что

$$u = -\operatorname{Re} \int \left(\frac{1+z^2}{2z} \right) df, \quad v = -\operatorname{Re} i \int \left(\frac{1-z^2}{2z} \right) df, \quad w = \operatorname{tg} \mu \operatorname{Re} f,$$

где $\operatorname{tg} \mu = 1/\sqrt{M_\infty^2 - 1} = 1/\beta$. Поиск функции $f(z)$, удовлетворяющей граничному условию (1) и условию отсутствия возмущений на конусе Маха в исходной области, рис. 2а, достаточно сложен. Поэтому целесообразно переформулировать задачу для простой канонической области.

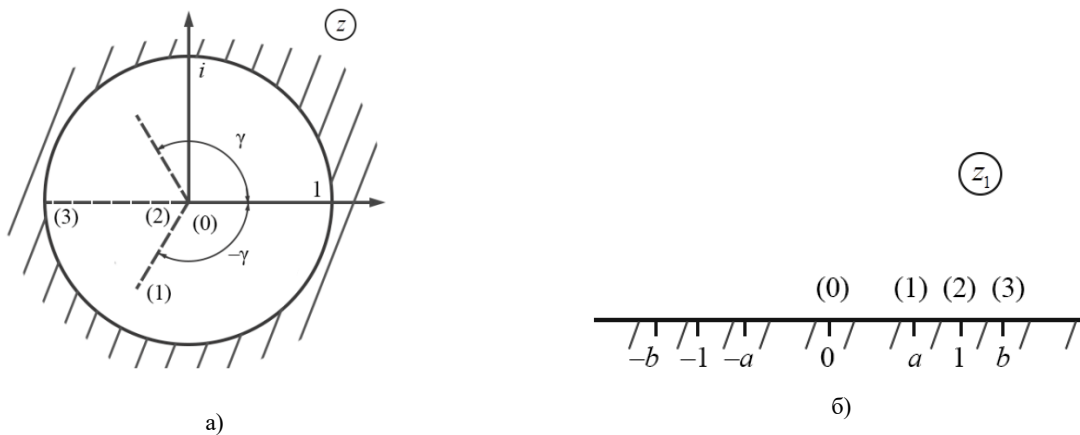


Рис. 2. Отображение исходной области а) на верхнюю полуплоскость б)

С этой целью воспользуемся конформным отображением Кристоффеля – Шварца, при помощи которого находим отображение верхней полуплоскости, рис. 2б на исходную область, рис. 2а.

$$z = - \left(\frac{\sqrt{b^2 - 1} - \sqrt{b^2 - z_1^2}}{\sqrt{b^2 - 1} + \sqrt{b^2 - z_1^2}} \right)^{1-\gamma/\pi} \left(\frac{b - \sqrt{b^2 - z_1^2}}{b + \sqrt{b^2 - z_1^2}} \right)^{\gamma/\pi}.$$

В плоскости z_1 определим функцию f :

$$f = C \frac{\sqrt{b^2 - z_1^2}}{z_1^2 - a^2}.$$

Результаты расчетов подъемной силы для крыльев в сверхзвуковом потоке при $M = 1.8$ с различными значениями углов V-образности представлены на рис. 3, а результаты расчета эпюры избыточного давления в дальнем поле представлены на рис. 4. Уровень громкости звукового удара рассчитывается с использованием эпюры давления в дальнем поле; подробности изложены в работе [3].

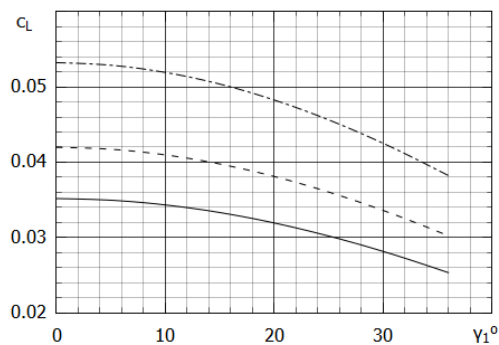


Рис. 3. Коэффициент подъемной силы в зависимости от угла поперечного V ;
сплошная линия – $\chi = 70^\circ$, пунктирная линия – $\chi = 68^\circ$,
штрихпунктирная линия – $\chi = 65^\circ$

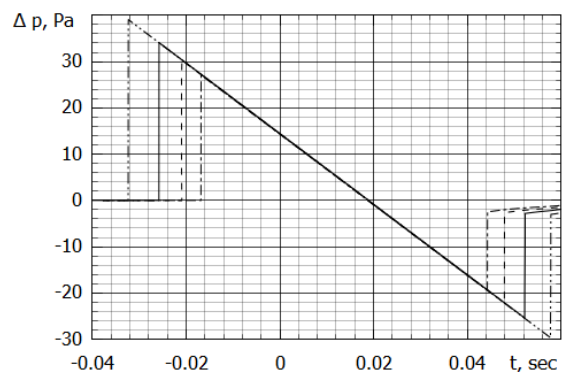


Рис. 4. Давление в дальнем поле. Сплошная линия – $\gamma_1 = 0^\circ$, пунктирная линия – $\gamma_1 = 18^\circ$, штрихпунктирная линия – $\gamma_1 = 36^\circ$, штрихпунктирная линия с двумя точками – $\gamma_1 = -18^\circ$

Литература:

1. Busemann A. Infinitesimale kegelige Überschallströmung // Schriften der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung. 7B. 1943. pp. 105 – 122.
2. Goldstein S., Ward G.N. The linearized Theory of Conical Fields in Supersonic Flow with Application to Plane Aerofoils // The Aeronautical Quarterly. V. II. pp. 39 – 84.
3. Брутян М.А., Ибрагимов У.Г. Аналитическое исследование влияния угла поперечного V треугольного крыла в сверхзвуковом потоке идеального газа на подъемную силу и звуковой удар // Ученые записки ЦАГИ. 2026. Том. LVII. №1, С. 3-11.

ВЫБОР ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЛОПАСТИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА ПРИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ В СЕЧЕНИЯХ ПРОФИЛЕЙ С ЗАДАННЫМИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

М.А.Бугаев, Е.В. Кажан, В.С. Некипелов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе проведена оценка влияния АДХ аэродинамических профилей сечений лопасти на результат проектирования воздушного винта. Оптимальный вариант лопасти воздушного винта на конкретном режиме работы, по-видимому, не единственен. Отличные характеристики могут быть получены при использовании различных аэродинамических профилей и геометрических характеристик лопасти.

Исторически все рекомендации по выбору воздушных профилей сводятся к повышению аэродинамического качества профилей [1,2] и использованию профилей с наибольшим критическим числом Маха [2-3], выбора профилей на основе опыта применения. Например, в [2] для винтов легких самолетов рекомендуют использовать профили Clark-Y. Систематический подход к выбору профилей для аэродинамического проектирования винта в литературе не описан, происходит перебор воздушных винтов. Основной вопрос, который раскрыт в литературе - противоречивость требований к применяемым профилям на режимах взлета и в крейсерском полете и обеспечение безотрывного обтекания на режимах взлета [4-5]. С учётом результатов трёхмерных расчётов прототипов или предварительных версий проектируемого винта может быть описана методика оптимизации воздушного винта с оптимальным распределением циркуляции.

Приводится пример расчетов, показывающих что:

1) Диапазон рабочих режимов воздушного винта может быть условно разделен на три подобласти по значению относительной скорости. При значении относительной скорости λ_B порядка 0.3-0.8 (оптимальные значения) повышение аэродинамического качества аэродинамических профилей выше значения $K=50$ не может привести к значительному росту КПД воздушного винта.

2) Требование к аэродинамическому качеству в корневых и концевых сечениях лопастей ($\bar{g} < 0.4$ и $\bar{g} > 0.9$), характеризующихся низким значением местной циркуляции, может быть дополнительно снижено до еще более низких значений $K = 40$ из-за низкого вклада этих сечений в общую, а, значит, и в том числе в неэффективную, мощность.

3) Варьирование геометрических характеристик лопасти воздушного винта может быть осуществлено за счет использования профилей с различными значениями $C_{y_{ap}}$ при

соблюдении выше отмеченных требований к аэродинамическому качеству. Это потенциально позволяет искать оптимум по прочностным, массовым и акустическим характеристикам воздушного винта.

4) Проектирование лопасти под профили с низким целевым значением C_{ya_p} и увеличение частоты вращения вала на взлетных режимах позволяет уменьшить требуемое значение $C_{ya_{max}}$, а также увеличить число лопастей, и тем самым обеспечить повышение КПД за счет уменьшения потерь от азимутальной неравномерности ϵ_n .

Литература:

1. В.Л. Александров. «Воздушные винты» Оборонгиз, Москва 1951г.
2. В.И. Шайдаков, А.Д. Маслов. «Аэродинамическое проектирование лопастей воздушного винта.» Издательство МАИ, Москва 1995г.
3. В.В. Келдыш «Проектирование и аэродинамический расчет воздушных винтов» Сборник работ по теории воздушных винтов. ЦАГИ, Бюро научной информации 1958г
4. С.П. Остроухов. «Аэродинамика винтовых и винтокольцевых движителей.» Физматлит Москва 2014
5. С.Г. Игнатьев. «Аэродинамическое проектирование воздушного винта», Жуковский, 2024 г

УПРАВЛЕНИЕ ШУМОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТРУИ И КРЫЛА САМОЛЕТА В ШИРОКОЙ ПОЛОСЕ ЧАСТОТ

*О.П. Бычков, В.Ф. Копьев, В.А. Копьев, Г.А. Фараносов, И.А. Солнцев
(ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)*

А.В. Ефимов, А.Я. Котвицкий, И.А. Моралев (ОИВТ РАН, г. Москва)

Современные гражданские самолеты с турбовентиляторными двигателями характеризуются близким расположением двигателей и крыла. Это приводит к появлению дополнительного источника шума [1], связанного с взаимодействием реактивной струи и крыла самолета. Данный источник шума связан с рассеянием на задней кромке закрылка когерентных гидродинамических структур – волн неустойчивости (ВН) Кельвина-Гельмгольца, развивающихся в слое смещения струи. Таким образом, стратегия снижения шума взаимодействия струи и крыла самолета была сформулирована в терминах управления именно ВН в ближнем поле струи.

Управление ВН реализуется при помощи актуатора, установленного внутри сопла, вблизи его кромки (рис. 1а). Это позволяет эффективно возбуждать искусственные ВН в противофазе с естественными ВН, организуя при этом деструктивную интерференцию в ближнем поле струи. Искусственные ВН формируются с помощью петли обратной связи, в которой в качестве входного сигнала используются измерения пульсаций давления в ближнем поле струи (рис. 1а).

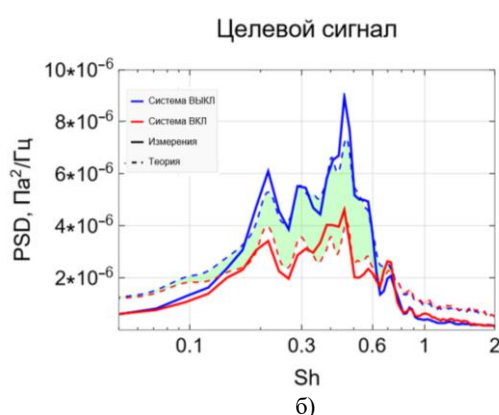
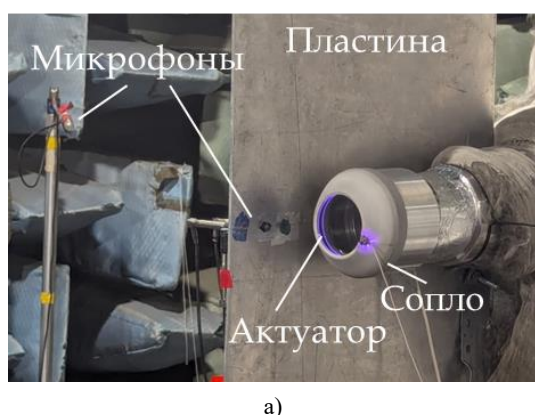


Рис. 1. Экспериментальные исследования по широкополосному подавлению шума взаимодействия струи и крыла самолета:

а) фотография в заглушенной камере АК-2, б) результат широкополосного снижения спектральной плотности пульсаций давления в дальнем акустическом поле (сплошные кривые – измерения, пунктир – предсказание теории)

Развитие предложенного в работе [2] подхода позволило постепенно, начиная с управления искусственно возбужденными струями [3], достигнуть в физическом эксперименте узкополосного подавления пульсаций давления в ближнем поле струи, а затем и широкополосного подавления возмущений ближнего поля [4]. В рамках настоящего

исследования продемонстрировано широкополосное снижение шума взаимодействия струи и крыла в дальнем поле (рис. 1б).

Работа выполнена в рамках государственного задания от 26.01.2026 г. № 020-00003-26-00 ФАУ «ЦАГИ».

Литература:

1. Kopiev V.F., et al. Intensification and suppression of jet noise sources in the vicinity of lifting surfaces // Proc. of the 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA paper 2013-2284, 2013.
2. Беляев И.В., и др. Разработка стратегии активного управления волнами неустойчивости в невозбужденных турбулентных струях // Известия российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2018. №3. С. 14-27.
3. Kopiev V., Faranosov G., Bychkov O., Kopiev V.I., Moralev I., Kazansky P. Active control of jet-plate interaction noise for excited jets by plasma actuators // J. Sound Vibration. 2020. V. 484. P. 115515.
4. Kopiev V., Faranosov G., Kopiev V.I., Bychkov O., Moralev I., Kotvitskii A., Efimov A., Broadband feedback control of turbulent jet near field by plasma actuators at high Reynolds number // J. Sound Vibration. 2026. V.631. P. 119730.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ГЛУБИНЫ КАВЕРНЫ НА СТРУКТУРУ ПОТОКА

С.А. Ваймер, П.В. Ерохин, Д.С. Михайлов (АО «Туполев», г. Москва)

Цель работы заключалась в проведении оценки влияния относительной глубины каверны на структуру течения в ней, на распределение коэффициента давления по её длине при скорости потока $V = 28$ м/с, давлении $P = 101325$ Па, температуре $T = 288,15$ К. Относительная глубина каверны, вычислялась по формуле: $\bar{h} = \frac{h}{b}$; где h – глубина каверны, а b – её длина.

Были поставлены следующие задачи:

1) проведено численное моделирование обтекания каверн. По анализу распределения коэффициента давления по стенкам каверны выбрана модель турбулентности, обеспечивающая наибольшую сходимость результатов расчётов, с данными полученными экспериментальным путём.

2) получено путём численного моделирования:

- распределение давления по длине каверны;
- распределение давления в окрестности каверны;
- линии тока в каверне;

3) проведён анализ результатов вычислений, с целью нахождения относительной глубины каверны, при котором течения в передней и задней частях каверны перестают оказывать влияния друг на друга.

Численное исследование проводилось путём решения уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу на вычислительном программном комплексе по гидрогазодинамике.

Расчётная модель (рисунок 1) представляла собой симметричный профиль длиной 240 см и толщиной 10 см со скругленной передней частью, на нижней поверхности которого располагалась прямоугольная каверна.

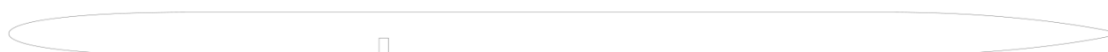


Рис. 1. Расчётная модель

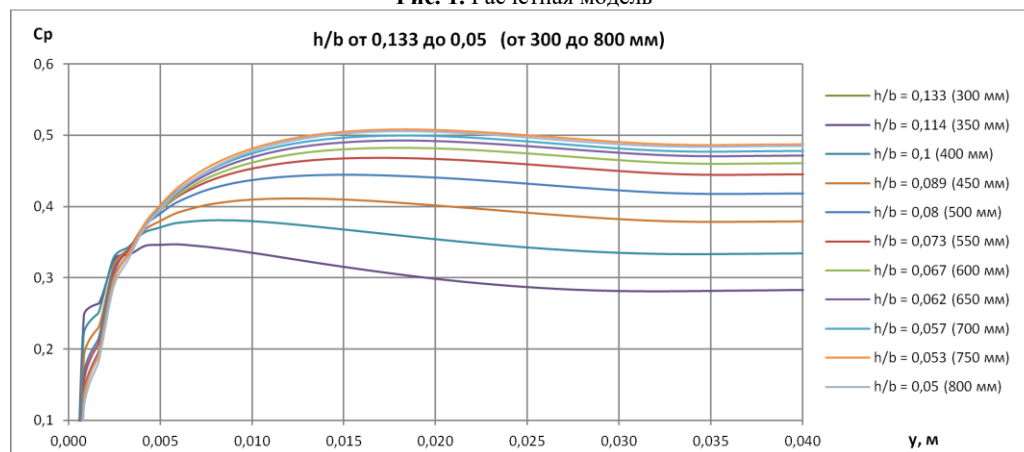


Рис. 2. Распределение коэффициента давления по задней стенке

На рисунке 2 приведено распределение коэффициента давления по задней стенке при разных значениях относительной глубины каверны.

Исследование распределения коэффициента давления по задней стенке позволило определить значение $\bar{h}$, начиная с которого дальнейшее уменьшение относительной глубины выреза практически не влияет на распределение давления в задней части.

Литература:

1. Чжен П. Отрывные течения. Т. 2. Москва: Мир, 1973. 280 с.
2. П.В. Ерохин, П.В. Рогов, А.В. Родоман, О.А. Урусова «Численное исследование отрывных течений». Сборник тезисов: Материалы XXX Научно-технической конференции по аэродинамике п. Володарского, 25–26 апреля 2019 г. ЦАГИ 2019г.
3. П.В. Рогов, П.В. Ерохин «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.: Материалы конференции. Материалы докладов. Казань: Том 1. – Казань: Изд-во Казан. Гос. Техн. Ун-та, 2018. – 600 с.
4. П.В. Рогов, П.В. Ерохин «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.

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПРОВЕДЕНИЮ ОПЕРАТИВНОГО РЕМОНТА ПАНЕЛЕЙ ОБШИВОК ИЗ ПКМ НА ОСНОВЕ ИСПЫТАНИЙ ОПЫТНЫХ ОБРАЗЦОВ НА УДАРНУЮ ПОВРЕЖДАЕМОСТЬ И ОСТАТОЧНУЮ ПРОЧНОСТЬ

В.Д. Вермель, И.Н. Качарава, С.А. Титов (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Внедрение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкцию летательных аппаратов (ЛА) требуют наличия соответствующих технологий проведения ремонтно-восстановительных работ. На решение этих задач направлены широкий объем опытно-конструкторских и научно-исследовательских разработок. Несмотря на это, вопросы ремонта случайных низкоэнергетических ударных повреждений конструкций из ПКМ остаются актуальными и значимыми до настоящего времени [1-9].

В данной работе с целью разработки методики расчета конструктивных параметров оперативного ремонта эксплуатационных ударных повреждений и сквозных пробоин ограниченного размера в обводообразующих панелях обшивок агрегатов планера самолетов местных воздушных линий (МВЛ) и беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) многоразового применения были выработаны рекомендации для логической формализации процедуры проведения ремонта.

Для этого были решены следующие задачи:

1. На основе анализа существующей классификации типовых низкоэнергетических ударных повреждений и результатов экспериментальных исследований по повреждаемости панелей обшивок агрегатов планера ЛА из ПКМ, в том числе самолетов МВЛ и БПЛА многоразового применения, предложен набор классификационных признаков к рассмотрению;
2. Получены аппроксимационные зависимости параметров повреждаемости и остаточной прочности на стандартных образцах из ПКМ после нанесения повреждения с различной энергией удара и для различных толщин обшивки;
3. Предложен перечень рациональных конструктивных решений оперативного восстановительного ремонта низкоэнергетических повреждений с учетом ремонтпригодности элементов конструкции и существующих способов ремонта.

В результате проведенных исследований получена формализованная рекомендательная таблица соответствия рационального перечня оперативных способов ремонта панелей обшивок из ПКМ с соответствующим набором классификационных признаков низкоэнергетических ударных повреждений.

Литература:

1. Вермель В.Д., Титов С.А., Ковалев И.Е., Качарава И.Н., Никуленко А.А. Восстановительный ремонт изготавливаемых из ПКМ обводообразующих панелей с низкоэнергетическими ударными повреждениями // Механика композиционных материалов и конструкций. 2023. Т. 29. № 3. С. 340-353.
2. Вермель В.Д., Качарава И.Н., Наумов С.М., Никуленко А.А., Титов С.А., Чернышев Л.Л. Способ ремонта изделий из полимерных композиционных материалов: патент 2740214 Рос. Федерация. № 2740214; заявл. 12.01.2021; опубл. 12.01.2021.

3. Вермель В.Д., Гришин В.И., Евдокимов Ю.Ю., Зиняев В.В., Качарава И.Н., Наумов С.М., Никуленко А.А., Титов С.А., Бузулук В.И., Чернышев Л.Л., Семенов В.Н., Ампилов А.Ю. Расчетная оценка восстановительного ремонта стрингерных панелей из ПКМ с низкоэнергетическими ударными повреждениями // *Авиационная промышленность*. 2020. № 1-4. С. 93-99.
4. Иванов Д.А., Петрова Т.В., Давыдов И.А., Давыдов И.А. Анализ технического обслуживания композиционных материалов на самолете Boeing-787 (Dreamliner), введение понятия «быстрый ремонт композита (QCR)» и пошаговая его реализация // *Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации*. 2020. № 2 (27). С. 104-118.
5. Heslehurst R.B. Engineered Repairs of Composite Structures. 1-st Edition. CRC Press, 2019. 244 p. doi: 10.1201/9780429198656.
6. Dubinskii S., Senik V., Feygenbaum Y. The Significance of In-Service Factors for the Visual Detectability of Impact Damage in Composite Airframe // *Journal of Nondestructive Evaluation*. Germany: Springer, 2019. No. 38:91. 18 p. URL: <https://doi.org/10.1007/s10921-019-0632-3>.
7. Фейгенбаум Ю.М., Дубинский С.В., Божевалов Д.Г., Соколов Ю.С., Метелкин Е.С., Миколайчук Ю.А., Шапкин В.С. Обеспечение прочности композитных авиационных конструкций с учетом случайных эксплуатационных ударных воздействий: монография. М.: ТЕХНОСФЕРА, 2018. 506 с.
8. Kroes M.J., Watkins W.A., Delp F., Sterkenburg R. Aircraft Maintenance and Repair. Seventh Edition. 2013. 713 p.
9. Способ ремонта изделий из полимерных композиционных материалов: патент RU 2740214 C1. 2020. 10 с.

АВТОМАТИЗАЦИЯ ОЦЕНКИ УРОВНЕЙ ГОТОВНОСТИ ТЕХНОЛОГИЙ И ПРОИЗВОДСТВА В АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ

А.О. Владимиров, К.К. Карапузов, А.А. Контев, Б.А. Руденко (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Постановление Правительства Российской Федерации от 06.10.2025 № 1552 «О планировании технологической политики в Российской Федерации» (далее – Постановление) обязывает организации, получившие господдержку прямо или косвенно, проводить регулярную оценку зрелости технологий по единым методологическим стандартам. Постановление утверждает четыре взаимосвязанных методики: УГТ (уровень готовности технологий), УГП (уровень готовности производства), УРГиК (уровень рыночной готовности и коммерциализация) и УГ СЛРТ (уровень готовности собственных линий разработки технологий).

Ручное выполнение процедур оценки при работе с несколькими проектами одновременно трудоёмко и подвержено ошибкам. Цель работы — создать программный комплекс (далее – ПК), автоматизирующий сбор, обработку и хранение данных оценок, повышающий достоверность и единообразие применения шкал Постановления.

Структура методик: УГТ — шкала из 9 уровней, от формулирования концепции до серийного производства технологии; УГП — шкала из 10 уровней готовности производства, от базовых требований до полного серийного развёртывания; УРГиК — 9 уровней рыночной готовности, от исследования рынка до устойчивых рыночных позиций; УГ СЛРТ — оценка технологической независимости через индексы исследовательских и производственных линий. Методики образуют единую логическую цепочку: УГТ → УГП → УРГиК → УГ СЛРТ.

ПК состоит из модулей, вызываемых через главное меню: первый блок объединяет три модуля оценки УГТ, УГП и УРГиК (ввиду их структурного сходства), второй блок – один модуль – УГ СЛРТ. Каждый из трёх модулей первого блока включает по три чек-листа — характеристики, результаты и подтверждающие документы, сформированные на основе таблиц Постановления. Модули импортируют данные из «Реестра технологий», при этом одна технология может проходить оценку многократно разными сторонами и экспертами в разное время.

В форме реестра технологий цифровизирована методика ЦАГИ расчёта индекса ожидаемой полезности разработки на основе четырёх оценок (новизна, востребованность, практическое значение, вероятность достижения цели). Реализована трёхуровневая классификация авиационных технологий (7 направлений, 40 задач, 76 технологий решения). При выборе сочетания УГТ и УРГиК система применяет правило взаимного соответствия уровней по ГОСТ Р 71727-2024.

Опытная эксплуатация подтвердила работоспособность ПК: все функциональные тест-кейсы пройдены успешно, получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2026663968. Направления развития: интеграция с ЕГИСУ НИОКТР, разработка веб-версии для многопользовательской работы, версия на платформе 1С: Предприятие, добавление аналитического модуля прогнозирования.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ КОНЬКОБЕЖЦА В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

А.В. Волков, А.Р. Горбушин, А.А. Климов, Е.А. Крапивина, Е.Д. Кудрявцева, А.Н. Морозов, В.Е. Мошаров, А.Н. Петрушкин, В.Н. Радченко, В.А. Якушев (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

В конькобежном спорте основным препятствием к увеличению скорости спортсмена является аэродинамическое сопротивление, которое составляет более 75% от общего, и трение между коньками и льдом [1]. Основными факторами, влияющими на аэродинамические характеристики конькобежца являются поза спортсмена, амуниция: костюм с капюшоном, очки, шлем и коньки.

Для исследования этих факторов в аэродинамической трубе малых скоростей создан специальный стенд (Рис. 1). Конькобежец размещался на измерительной площадке размером 0.7 x 1 м, которая прикреплялась к шестикомпонентным тензометрическим весам. Тензометрические весы измеряли аэродинамические силы, действующие на конькобежца и измерительную платформу. Сила сопротивления измерительной платформы определялась в отдельных испытаниях и вычиталась из общей силы сопротивления. Одновременно с измерением силы сопротивления производилась фотофиксация позы спортсмена с двух ракурсов. Для обеспечения безопасности проведения испытаний перед диффузором натягивалась сетка.

Исследования проводились при скорости воздушного потока до 25 м/с. В процессе исследований изменялись поза спортсмена, положение рук, головы. Также в испытаниях определялось сопротивление элементов экипировки: капюшона, шапки, шлема, очков, чехлов для коньков, перчаток, костюма с различной шероховатостью. Для визуализации течения на поверхности костюма конькобежца применялись метод люминесцентных минишелковинок и тепловизионный метод.

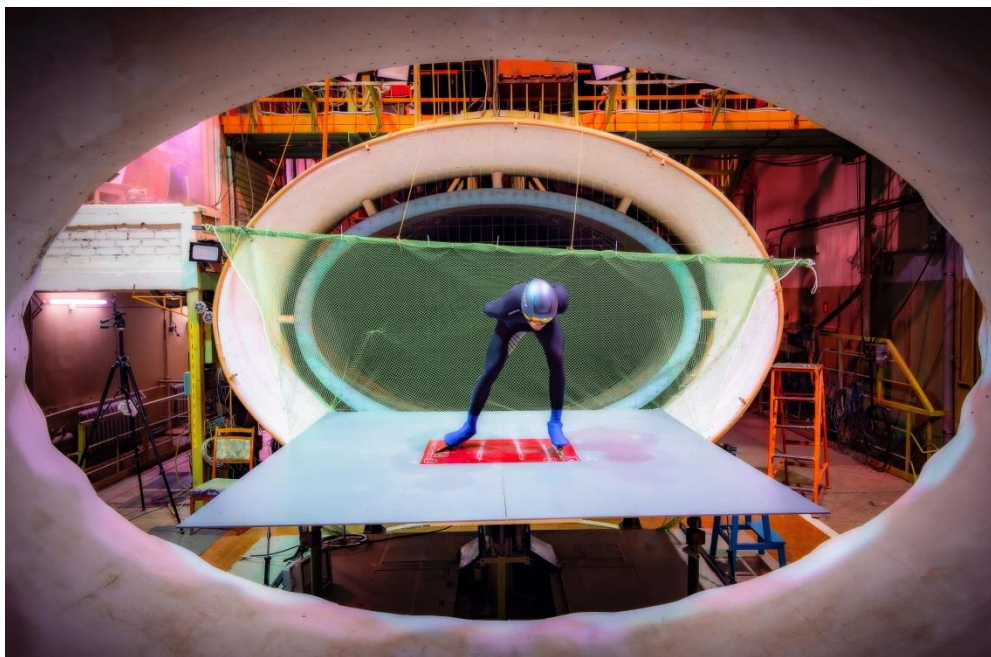


Рис.1. Стенд для исследования аэродинамики конькобежца в аэродинамической трубе

Дополнительно были проведены экспериментальные исследования изолированного конька, установленного на шестикомпонентных тензометрических весах, при различных углах скольжения и наклона конька.

По результатам испытаний разработаны рекомендации по уменьшению аэродинамического сопротивления конькобежца.

Литература:

1. G. J. van Ingen Schenau. The influence of air friction in speed skating // Journal of Biomechanics. 1982. No. 15. P. 449-458.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ УЛУЧШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ

А.В. Волков, А.Р. Горбушин, А.В. Лысенков, В.Г. Судаков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Потенциал улучшения традиционных компоновок магистральных самолетов близок к исчерпанию. Необходима разработка принципиально новых технологий улучшения летно-технических, взлетно-посадочных и экологических характеристик летательных аппаратов и/или разработка новых концепций магистральных самолетов.

В работе проведен краткий обзор технологий, которые исследуются в настоящее время. Более детально рассмотрены перспективные технологии, которые нужны для магистральных самолетов следующего поколения: технологии управления обтеканием, включая естественную ламинаризацию обтекания (ЕЛО) и комбинированное управление ламинарным обтеканием (КУЛО), технологии интеграции двигателей большой и сверхбольшой двухконтурности, технологии применения конструкций изменяемой формы и др.

Кроме того, рассмотрена необходимость разработки нового инструментария для проведения экспериментальных и расчетных исследований.

ПРОБЛЕМЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ ПЛАНЕРА И СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЁТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

А.И. Волков, Е.А. Пигусов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

При исследовании аэродинамических компоновок самолётов транспортной категории широко применяются методы вычислительной аэродинамики (методы CFD), основанные на численном решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Данные методы позволяют учесть многие особенности обтекания аэродинамической компоновки, в том числе в областях со сложной пространственной конфигурацией.

Важным аспектом при численном моделировании обтекания самолётов является моделирование аэродинамической интерференции планера и силовой установки, в особенности для компоновок с высокой степенью интеграции двигателей в элементы планера.

В работе рассмотрены основные особенности и методы численного моделирования обтекания региональных самолётов (РС) с турбовинтовыми двигателями (ТВД), а также с энергетическим управлением обтеканием, реализованным при помощи импеллерной распределённой силовой установки (ИРСУ). Для магистральных самолётов (МС) с турбореактивными двухконтурными двигателями (ТРДД) рассмотрены 2 основных метода проведения численного моделирования обтекания с учетом аэродинамической интерференции планера и силовой установки: применение проточной мотогондолы (аналогично аэродинамическому эксперименту) и имитация работы двигателя при помощи метода «активного диска».

Особое внимание в докладе уделено сопоставлению результатов аэродинамического эксперимента в аэродинамических трубах и численного моделирования обтекания. Так, для задачи РС с ТВД приводится сравнение для аэродинамической модели отсека крыла с мотогондолой и воздушным винтом, для задачи РС с ИРСУ приводится сравнение для аэродинамической модели отсека крыла с ИРСУ, для МС с ТРДД представлено сравнение для аэродинамической полумодели с проточной мотогондолой.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОЛИЧЕСТВА ЛОПАСТЕЙ НА ТОЧНОСТЬ КОМПАКТНОГО ЧИСЛЕННОГО РАСЧЁТА ТОНАЛЬНОГО ШУМА НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА

Воронцов В.И., Зайцев М.Ю., Фараносов Г.А. (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

Основным источником шума вертолётa на местности является его несущий винт. Моделирование акустических характеристик несущего вертолётного винта представляет собой крайне актуальную и востребованную задачу. Одним из способов решения данной задачи является компактный численный расчёт, в рамках которого вычисляется ближнее поле обтекания одной лопасти, а не винта целиком, с последующей коррекцией на аэродинамическое взаимодействие лопастей и расчётом шума в дальнем поле с помощью метода Фокса Вильямса-Хоукинса. Такой подход не требует значительных вычислительных ресурсов и может быть востребован в инженерных задачах. Однако с ростом числа лопастей несущего винта поле

течения усложняется, усиливается взаимодействие сходящей вихревой пелены с догоняющими лопастями, что может приводить к росту численной ошибки.

Данная работа посвящена сравнительному анализу данных численных расчётов тонального шума несущего винта вертолёт в двух- и четырёхлопастной конфигурациях, полученных двумя подходами – расчётом винта целиком и компактным расчётом – на разных режимах обтекания.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА В КОНИЧЕСКОМ СОПЛЕ НА РЕЖИМЕ ВЯЗКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

Ю.Н. Галанская, Г.Н. Дудин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Сверхзвуковое течение вязкого газа около заостренных тел существенно зависит от величины основного параметра взаимодействия $\chi_{\infty} = M_{\infty}^3 / \sqrt{Re_{\infty}}$ [1], где M_{∞} – число Маха, $Re_{\infty} = \rho_{\infty} u_{\infty} x / \mu_{\infty}$ – местное число Рейнольдса. Считается, что при обтекании пластины при больших, но конечных числах Маха режим сильного вязко-невязкого взаимодействия $\chi_{\infty} = O(10)$ реализуется на передней части пластины, а далее вниз по течению из-за роста местного числа Рейнольдса он переходит в режим умеренного взаимодействия $\chi_{\infty} = O(1)$, а затем и слабого $\chi_{\infty} = o(1)$. При обтекании теплоизолированной плоской пластины при числе Прандтля $Pr = 1$ и показателе адиабаты $\gamma = 1.4$ отношение индуцированного давления к давлению в невозмущенном потоке на режиме сильного взаимодействия, согласно теории второго порядка, определяется соотношением $p^0/p_{\infty} = 0.541\chi_{\infty} + 0.759 + 0.74/\chi_{\infty}$ [1]. Считается, что режим сильного вязко-невязкого взаимодействия начинается при достижении основного параметра взаимодействия величины $\chi_{\infty} = 4$, а отношения $p^0/p_{\infty} = 3$. При меньших значениях χ_{∞} реализуется режим умеренного, а затем и слабого взаимодействия, для которого индуцированное давление определяется выражением $p^0/p_{\infty} = 1 + 0.31\chi_{\infty} + 0.05(\chi_{\infty})^2$.

При расчете параметров сопла и характеристик течения в нем, как известно, необходимо учитывать влияние вязкости путем увеличения радиусов изохронического контура сопла на величину, равную толщине вытеснения пограничного слоя δ^* [2, 3]. Экспериментально установлено, что влияние вязкости усиливается с ростом числа Маха и уменьшением числа Рейнольдса [4], и при определенном сочетании этих параметров характерная толщина пограничного слоя может оказаться сравнимой с радиусом изохронического контура или даже превысить его. При этом вопрос о режиме вязко-невязкого взаимодействия и параметре, который его характеризует, для течений в соплах ранее практически не рассматривался.

В данной работе исследовано сверхзвуковое течение в коническом сопле с длиной сверхзвукового участка $L=1000$ мм, радиусом критического сечения $r_k=2.5$ мм, полууглом раскрытия $\alpha=5.85^\circ$, параметрами в форкамере $T_f = 2500$ К, $p_f = 2.5 \cdot 10^5$ Па, $\mu(T_f)$ по формуле Сазерленда, $\gamma = 1.4$ при температурном факторе $T_w^* = T_w/T_f = 0.1, 0.5, 1$ (где T_w – температура поверхности сопла) с учетом взаимодействия пограничного слоя с невязким течением. Влияние вязкости учитывалось путем изменения контура сопла на величину толщины вытеснения пограничного слоя. Установлен параметр $\chi_x^* = 1 - \delta^*(x)/(x \tan \alpha)$, характеризующий режим вязко-

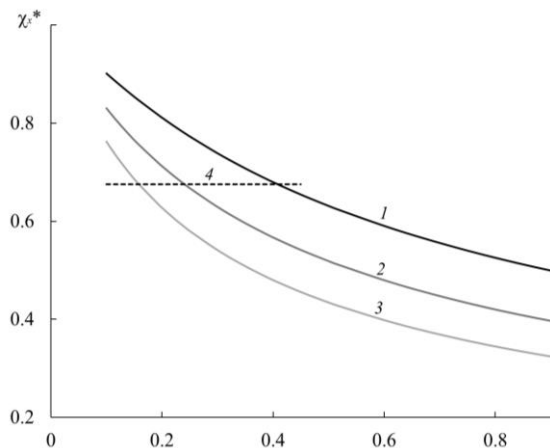


Рис. 1. Распределения параметра χ_x^* вдоль оси сопла при $T_w^* = 0.1, 0.5, 1$ (1 – 3), условие $p_v(x)/p_i(x) = 3$ (4)

невязкого взаимодействия, и выведено алгебраическое уравнение для определения его значения. Построены координатные разложения для основных функций течения и толщины вытеснения пограничного слоя. Распределения χ_x^* вдоль оси сопла для разных значений T_w (рис. 1), показывают, что параметр взаимодействия вдоль сопла уменьшается примерно в полтора – два раза, т.е. вязко-невязкое взаимодействие усиливается. Значение χ_x^* , при котором давление вязкого течения $p_v(x)$ начинает в три раза превышать давление при невязком течении $p_i(x)$ отмечено на рис. 1 отрезком 4. Увеличение температурного фактора T_w^* также приводит к уменьшению значения параметра взаимодействия в сечениях

сопла.

Литература:

1. Хейз У.Д., Пробстин Р.Ф. Теория гиперзвуковых течений. М.: Изд-во иностр. лит., 1962. 607 с.
2. Крайко А.Н., Шеломовский В.В. О профилировании плоских и осесимметричных сопел и каналов, реализующих сверхзвуковой поток в сечении выхода // Изв. АН СССР. МЖГ. 1981. №4. С. 94–102.
3. Быркин А.П., Верховский В.П., Сосунов А.Ю. Расчет осесимметричных профилированных сопел для чисел $M < 10$ // Ученые записки ЦАГИ. 1993. Т. XXIV. № 2. С. 76–86.
4. Рябинков Г.М. Экспериментальное исследование сверхзвуковых сопел // Ученые записки ЦАГИ. 1970. Т. I. № 1. С. 34–47.

РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ ДЛЯ КОНСТРУКТОРОВ И ТЕХНОЛОГОВ ПО ПОДГОТОВКЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ОСОБО СЛОЖНЫХ ДЕТАЛЕЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ЛА ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПО АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ ИЗ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПОРОШКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ

И.П. Гейко, В.В. Зиняев, Д.С. Шахов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Внедрение аддитивных технологий в производство деталей машиностроительных предприятий требует обеспечения соответствующих показателей качества изготовления (точность размеров, геометрических форм) и их повторяемости.

Элементы аэродинамических моделей (АДМ) перспективных конструкций летательных аппаратов (ЛА) характеризуются интегральностью и высокой трудоемкостью изготовления с необходимостью обеспечения заданных аэродинамических характеристик, показателей механической и тепловой прочности; соблюдения критерия минимальной массы; обеспечения требуемого качества изготовления и сокращения сроков производства. Наиболее критичным является соблюдение выше упомянутых требований для изготовления деталей АДМ сверхзвукового гражданского самолета (СГС).

Применение аддитивной технологии селективного лазерного сплавления (СЛС) металлических порошковых материалов в условиях опытного производства ЦАГИ, занимающегося изготовлением АДМ, способно решить задачу изготовления деталей авиационных конструкций со сложной геометрией (внутренними полостями, протоками, каналами, аэродинамическими обводами) и сниженной (в сравнении с традиционной технологией) трудоемкостью. Технология успешно зарекомендовала себя в экспериментальных исследованиях АДМ и прочностных исследованиях конструктивно подобных образцов авиационных деталей ЛА.

Помимо ограничений технологического характера (используемых материалов, геометрических размеров рабочей зоны установки), существуют ограничения, которые следует учитывать на этапе проектирования деталей под изготовление в технологии СЛС. Эти ограничения связаны с размерами и формами особо сложных элементов конструкции, таких как: тонкие стенки (с толщиной $s \leq 0,5$ мм), резкие переходы толщин и формы элементов, нависающие над строительной платформой поверхности, тонкие кромки, острые углы, внутренние каналы, отверстия, резьбы и др. Изготовление в технологии СЛС деталей, содержащих перечисленные элементы конструкции, может быть сопряжено с высокой вероятностью появления брака на таких элементах из-за влияния внутренних температурных напряжений, возникающих в процессе производства. Важной задачей является заблаговременное выявление и устранение причин возможного появления брака при изготовлении на этапе проектирования деталей.

Характерной особенностью изготовления деталей в технологии СЛС является необходимость применения поддерживающих конструкций, прочно связывающих нависающие поверхности деталей со строительной платформой производственной установки. Этап технологической подготовки производства применительно к данной технологии включает в себя эффективное размещение деталей в рабочем объеме установки СЛС, ориентацию к плоскости строительной платформы, а также выбор рационального объема поддерживающих конструкций по соотношению трудоемкости их удаления с поверхностями деталей и прочности закрепления деталей на строительной платформе.

В работе на примере анализа и классификации элементов перспективных конструкций АДМ СГС проведены исследования рациональных поддерживающих конструкций и параметров качества изготовления конструктивно подобных образцов, содержащих основные элементы конструкции АДМ, разработаны рекомендации для конструкторов и технологов по подготовке

математических моделей особо сложных деталей АДМ. Результаты проведенной научно-исследовательской и экспериментальной работы позволяют сократить время на технологическую подготовку и производство деталей АДМ более чем в 2 раза за счет внедрения аддитивной технологии СЛС, предотвратить появление брака при изготовлении и получить качественное изделие с одного технологического установа, повысить сложность и интегральность конструкции модели за счет уменьшения сборочных единиц, включения в конструкцию внутренних каналов и полостей, и снизить трудоемкость изготовления АДМ в целом на 25–30%.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПЕРФОРИРОВАННЫХ СТЕНОК РАБОЧЕЙ ЧАСТИ АДТ Т-128 НА ОКОЛОЗВУКОВЫХ РЕЖИМАХ

Глазков С.А., Крапивина Е.А., Семенов А.В. (ФАУ "ЦАГИ г. Жуковский)

Проведены экспериментальные и численные исследования обтекания модели (по форме близкой к телу вращения) в широком диапазоне чисел Маха - от дозвуковых до малых сверхзвуковых. Испытания проводились в аэродинамической трубе Т-128 при степени перфорации стенок рабочей части $F=6\%$. Измерялись как нагрузки на модель (в том числе отдельно на головную часть), так и распределения давления по модели и стенкам трубы. Особый интерес представляют числа Маха близкие к 1, так как в этом случае даже в трубах с проницаемыми стенками рабочей части наблюдается сильное влияние границ потока.

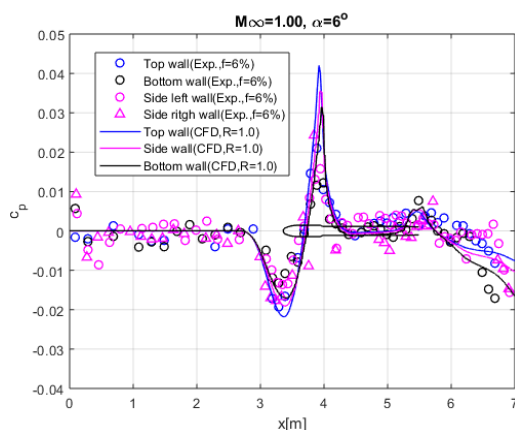


Рис. 1.

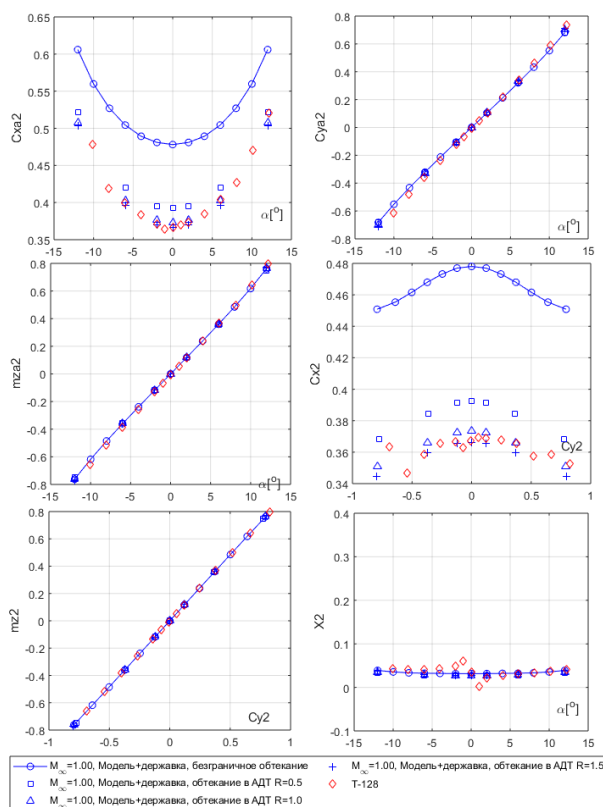


Рис. 2.

Расчеты проводились в рамках уравнений Рейнольдса с использованием пакета программ Electronic Wind Tunnel (EWT) ЦАГИ [1]. В солвере ZEUS реализовано граничное условие, позволяющее моделировать течение газа через перфорированные границы. Однако, выбор коэффициента проницаемости для течений с падающими на стенку скачками уплотнения и волнами разрежения требует использования в качестве эталона измерения давления на границе. На рисунке 1 приведено сравнение экспериментальных и расчетных (с подобранным коэффициентом проницаемости $R=1$) распределений давления по стенкам трубы для «критического» режима $M=1$, угла атаки модели $\alpha=6^\circ$ и $F=6\%$ - коэффициент раскрытия перфорации стенок рабочей части.

При $M=1$ головная часть (ГО) модели является основной областью, где сказывается влияние стенок трубы. На рисунке 2 приведены основные аэродинамические характеристики

головной части для этого режима, полученные в эксперименте, и расчетные данные для трех значений коэффициента проницаемости стенок R (0.5, 1, 1.5). На рисунке индексом 2 обозначено ГО, x_2 - безразмерная координата центра давления ГО. Видно, что именно результаты для $R=1$ лежат ближе всего к экспериментальным. Соответственно, поправка на влияние границ потока будет равна разнице между расчетом для $R=1$ и расчетом для безграничного обтекания. Особенно существенны эти поправки для коэффициента сопротивления.

Литература:

1. Программный комплекс EWT-T-128-ЦАГИ для моделирования течения в трансзвуковой аэродинамической трубе, Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2021663575, 19 августа 2021 г.

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ И ХАРАКТЕРИСТИК ИНВЕРСНОГО ТРАПЕЦИЕВИДНОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЁТА

В.Г. Горбовской, Н.Г. Колток, Е.В. Новогородцев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Известно, что к перспективному сверхзвуковому гражданскому самолёту (СГС) предъявляется комплекс требований по обеспечению приемлемых аэродинамических и экологических характеристик. Возможность соответствия указанным требованиям во многом определяется техническими решениями в части, касающейся силовой установки. Так, при всех режимах полёта должна быть обеспечена высокая эффективность и газодинамическая устойчивость работы силовой установки перспективного СГС, а внешнее сопротивление её элементов должно быть минимизировано. При этом перспективный СГС должен иметь низкую громкость звукового удара при сверхзвуковых режимах полёта. Одним из возможных технических решений, позволяющих удовлетворить данным требованиям, может быть применение подкрыльевого инверсного трапецевидного воздухозаборника, интегрированного с поверхностью крыла. Особенность данного ВЗ заключается в том, что скачки уплотнения, идущие от клина сжатия, попадают на нижнюю поверхность крыла, которая плавно переходит в поверхность обечайки и внутреннего канала ВЗ. Таким образом интеграция данного ВЗ с планером обеспечивается без использования пилонов и клиньев слива. Для исключения образования в канале ВЗ отрывных течений в ВЗ предусмотрена развитая система управления пограничным слоем в виде продольных щелей и перфорации, выполненных на внутренних поверхностях ВЗ. С одной стороны, данное техническое решение позволяет обеспечить экранирование скачков уплотнения, идущих от входного участка воздухозаборника, элементами планера, что позволяет ожидать низкий уровень громкости звукового удара. С другой стороны, отсутствие пилонов и клиньев слива позволяет ожидать низкое значение сопротивления такого СГС с таким ВЗ.

В работе предложена геометрия пространственных трапецевидных ВЗ и вариант их интеграции с планером перспективного СГС. На основе численного решения системы осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с моделью турбулентности SST [2] проведены расчётные исследования обтекания и характеристик разработанных инверсных ВЗ. По результатам выполненных расчётов установлено, что при числе Маха, соответствующем режиму крейсерского полёта перспективного СГС, для трапецевидного инверсного ВЗ, размещённого под крылом, на режиме совместной работы ВЗ с двигателем получены значения коэффициента восстановления полного давления на $\Delta v \approx 0.015$ выше стандартного значения $v_{ст}$, характерного для регулируемых ВЗ внешнего сжатия.

Литература:

1. Гилязов Д.И., Иванюшкин А.К., Кажан А.В., Кажан В.Г., Карпов Е.В., Новогородцев Е.В. Расчетно-проектные исследования трапецевидного воздухозаборника в верхней компоновке на легком сверхзвуковом деловом самолете. В сборнике Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике ЦАГИ (д. Богданиха 01-02 марта 2018 г.), 2018. – С. 97-98.
2. Menter F. R. Zonal two-equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows // AIAA Paper, 1993. – С. 2096.

АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ПРИЕМНИКА ДАВЛЕНИЯ

А.Р. Горбушин (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Приемники давления широко применяются в научных и инженерных исследованиях для определения параметров потоков жидкостей и газов в аэродинамических трубах, в пристеночных течениях, турбинных машинах. Наиболее распространенными являются осесимметричные приемники для измерения вектора скорости потока в трехмерных течениях: с полусферической, конической и оживальной носовыми частями.

Рассматривается задача о дозвуковом невязком обтекании осесимметричного тонкого тела под малым углом атаки. Обтекание тела представляется в виде суперпозиции поперечного и продольного обтеканий. Для решения задачи применяется методом особенностей [1].

Валидация математической модели проводилась на примере одного из самых распространенных приемников – конического. Выражение для коэффициента чувствительности к углу атаки k получено в следующем виде:

$$k = 4 \operatorname{tg} \beta \left(\frac{a - x(1 + \operatorname{tg}^2 \beta)}{\sqrt{(a - x)^2 + x^2 \operatorname{tg}^2 \beta}} + \frac{1 + \operatorname{tg}^2 \beta (2 + \operatorname{tg}^2 \beta)}{(1 + \operatorname{tg}^2 \beta)^{3/2}} \right),$$

где a – координата точки сопряжения конической и цилиндрической частей приемника; β – половина угла раствора конуса; x – продольная координата приемных отверстий; $0 < x < a$.

Зависимость коэффициента чувствительности приемника k от относительной координаты приемных отверстий x/a для трех значений углов полураствора конуса $\beta = 15^\circ; 30^\circ; 45^\circ$ приведена на рисунке 1 в сравнении с экспериментальными данными работ [2-5].

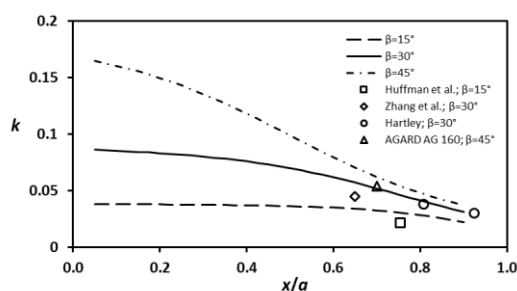


Рис.1. Коэффициент чувствительности k конического приемника для измерения скоса потока в зависимости от координаты приемных отверстий x/a для трех значений углов полураствора $\beta = 15^\circ; 30^\circ; 45^\circ$ в сравнении с экспериментальными данными.

Оценены границы области применимости разработанной модели. Так нелинейность калибровочной характеристики приемника проявляется при значении безразмерного угла атаки $\lambda \geq 0.6$ [6, 7], где $\lambda = \alpha/\beta$; α – угол атаки. Получена оценка максимального угла полураствора конуса, до которого можно применять найденное решение линеаризованной задачи.

Полученное решение может быть использовано при выборе положения приемных отверстий и формы носовой части приемника (угла полураствора в случае конической носовой части) в зависимости от требований эксперимента, а также в качестве базисных функций при обработке результатов калибровки приемников для измерения скоса потока.

Литература:

1. Л.Г. Лойцянский. Механика жидкости и газа. Москва, Наука, 1973.
2. Huffman G.D., Rabe D.C., Poti N.D. Flow direction probes from a theoretical and experimental point of view // Journal of Physics E: Scientific Instruments. 1980. Vol. 13, No. 7. P. 751–760.
3. Zhang H., Zhang T., Wu Y. Using the zonal calibration algorithm with adaptive inner boundary to improve the measurement accuracy of five-hole probe // Experiments in Fluids. 2024. 65, 147.
4. Hartley M.S., Jacocks J.L. Static pressure distributions on various bodies of revolution at Mach numbers from 0.60 to 1.60 // AEDC-TR-68-37. 1968.
5. Wuest W. Pressure and flow measurement // AGARD-AG-160. 1980. Vol. 11.
6. Zametaev V.B. Local separation on a slender cone preceding the appearance of a vortex sheet // Fluid Dynamics. 1987. Vol. 22. P. 842–848.
7. Bosnyakov S.M., Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Gusev D.Y., Klemeshova M.N., Krapivina E.A., Mikhailov S.V., Semenov A.V. Shvalev Y.G. Results of experimental investigations of aerodynamic characteristics of a Sharp cone aimed at creating a validation basis for testing computer programs and models // Thermophysics and Aeromechanics. 2024. Vol. 31. P. 915–928. <https://doi.org/10.1134/S0869864324050019>.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ ЗАКОНЦОВКИ КРЫЛА

В.Д. Грицай, П.В. Ерохин (АО «Туполев», г. Москва)

Одним из способов увеличения аэродинамического качества современных самолётов является установка небольших поверхностей на законцовке крыла. Их установка позволяет увеличить удлинение крыла, уменьшить индуктивное сопротивление, увеличить аэродинамическое качество, тем самым уменьшить расход топлива.

Цель работы заключалась в проведении анализа влияния различных вариантов геометрии концевых шайб и влияния геометрической крутки законцовки на распределение коэффициента подъёмной силы по размаху крыла. Данные для проведения оценки влияния получены численным моделированием в вычислительном программном комплексе по гидрогазодинамике путём решения уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу. Вычисления проводились для чисел $M=0.77$, давлении $P=26500$ Па, температуре $T=223$ К.

На рисунке 1 приведено распределение коэффициента подъёмной силы по размаху крыла для разной геометрической крутки законцовки.

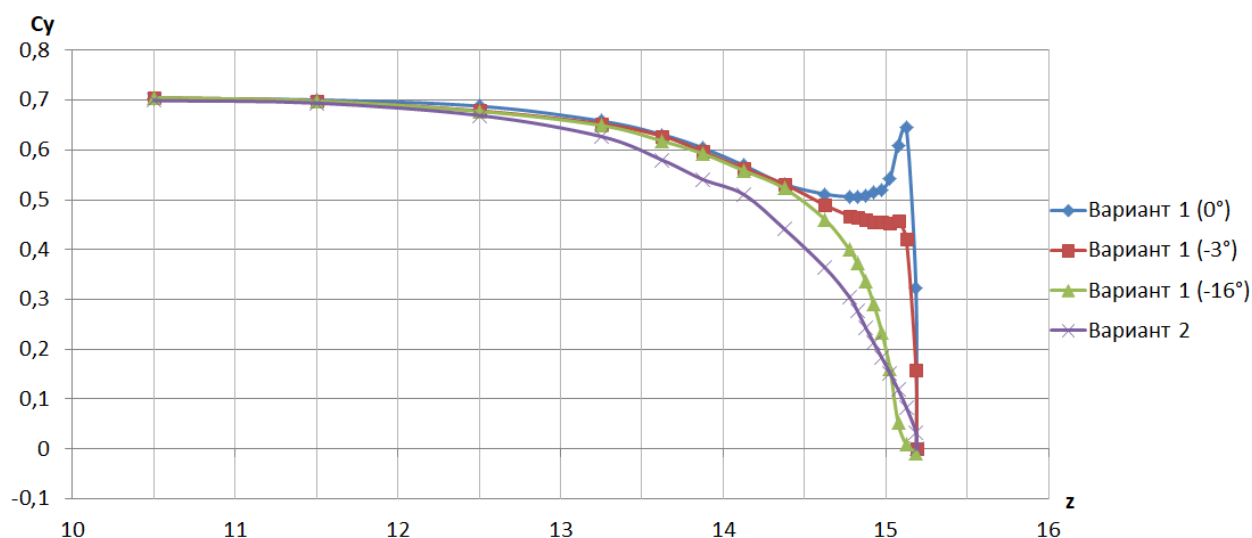


Рис. 1. Распределение коэффициента подъёмной силы по размаху крыла

В результате проделанной работы получено распределение коэффициента подъёмной силы по размаху крыла при различных вариантах геометрической крутки законцовки. Проведена оценка по снижению сопротивления и увеличения аэродинамического качества на заданном режиме полёта от установки различных вариантов законцовок крыла. Результаты исследования могут быть использованы при проведении работ по дальнейшей модернизации самолётов семейства Ту-204/214.

Литература:

1. Р.П. Степанов, А.Н. Кусюмов, С.А. Михайлов, Н.Н. Тарасов «Экспериментальное исследование концевых вихрей за крылом конечного размаха». Труды МАИ. 2019. № 107
2. Л.Л. Теперин, Т. М. Притуло, Ф. Э. Орфиненжад, Мьё Тхейн «Средства снижения индуктивного сопротивления крыла самолета». Труды МФТИ. 2017. Том 9, №4.
3. В.А. Баринов, Л.Л. Теперин «Минимальное индуктивное сопротивление крыла с законцовками при заданных значениях подъёмной силы и изгибающего момента». Аэромеханика и газовая динамика. 2003. № 2. С. 27–30.

ВЛИЯНИЕ КОММЕРЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ НА ОБЛЕДЕНЕНИЕ ПРОПЕЛЛЕРА БПЛА

В.Г. Гришаев, И.В. Сергеев, И.А. Усачев (Сколтех, г. Москва)

Обледенение представляет серьёзную угрозу для малых беспилотных летательных аппаратов, ухудшая аэродинамические характеристики пропеллеров и существенно снижая безопасность полёта. Активные электротепловые системы эффективны, но энергозатратны, что ограничивает их применение на малых БПЛА, поэтому перспективной считается разработка пассивных покрытий. В работе систематически оценены три коммерческих покрытия (супергидрофобное NeverWet, смазка WD-40 и их гибрид) на пропеллере квадрокоптера с максимальной взлётной массой около 1.3 кг. В качестве критерия эффективности впервые предложен критический порог потери тяги, рассчитанный как отношение массы БПЛА к его

максимальной взлётной массе. Испытания проводились при отрицательных температурах, охватывая все основные типы льда — глазурный, смешанный и иней.

Ни одно из исследованных покрытий не обеспечило сохранение тяги выше критического порога в течение всего 10-минутного испытания. По эффективности гибридное покрытие показало наилучший результат, затем WD-40, а NeverWet показал результат даже хуже, чем непокрытый пропеллер. Таким образом, все исследованные коммерческие покрытия не обеспечивают достаточной защиты в исследованном диапазоне условий. Будущие разработки должны учитывать не только ледофобные свойства покрытий, но и их влияние на аэродинамику пропеллера, так как некоторые из них ухудшают её ещё до начала обледенения.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 25-29-00619.

КРИТЕРИЙ ПЕРИОДИЧЕСКОГО СБРОСА НАЛЕДИ ДЛЯ ПРОДЛЕНИЯ ПОЛЁТА БПЛА

В.Г. Гришаев, И.В. Сергеевичев, И.А. Усачев (Сколтех, г. Москва)

Обледенение пропеллеров малых БПЛА может привести к резкому падению тяги и закончиться потерей аппарата. Испытаны три модели квадрокоптеров с диаметрами пропеллеров от 7 до 10 дюймов: маломощный коммерческий аппарат (максимальная взлетная масса около 1,3 кг) и два мощных любительских дрона (максимальная взлетная масса от 3,9 до 6,4 кг). Полёты в режиме висения проводились в искусственных условиях обледенения при температуре -5 ± 2 °C, влажности $0,38 \pm 0,04$ г/м³ и медианном объёмном диаметре капель 79 мкм.

У маломощного квадрокоптера лёд нарастал катастрофически, и он через короткое время (несколько минут) терял тягу и высоту либо резко падал. У мощных моделей лёд периодически сбрасывался с пропеллеров, и они могли летать, используя весь заряд аккумулятора. Для объяснения этого эффекта предложен безразмерный критерий, сравнивающий центробежную силу отрыва льда с силой его сцепления с поверхностью. Расчёт критерия для трёх квадрокоптеров показал чёткое разделение режимов: катастрофического ледообразования и периодического сброса льда. Таким образом, мощная силовая установка — эффективный способ продлить полёт в условиях обледенения, а предложенный критерий даёт инженерам инструмент для оценки и сравнения различных конструкций.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 25-29-00619.

РАЗВИТИЕ МЕТОДИКИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В АДТ КОМПЛЕКСОВ ВРАЩАТЕЛЬНЫХ И НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОИЗВОДНЫХ НА УСТАНОВКЕ ОВП-102Б

И.И. Гришин, К.А. Колинко, Д.В. Шуховцов (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Экспериментальные исследования в АДТ нестационарных аэродинамических характеристик ЛА остаются одним из наиболее достоверных способов их получения.



Рис. 1. Динамическая установка ОВП-102Б.

Представлены материалы исследований проведённых в АДТ Т-103 с целью уточнения методики промышленного эксперимента по определению комплексов вращательных и нестационарных аэродинамических производных моделей ЛА в широком диапазоне углов атаки методом вынужденных гармонических колебания с малой амплитудой на динамической установке ОВП-102Б.

Были определены поправки учитывающие угол скоса и торможение потока от поддерживающих устройств установки для её различных конфигураций и положения державки относительно модели ЛА. Оценены поправки на упругость конструкции установки. На рисунке 1 представлен пример конфигурации динамической установки с верхним расположением державки для определения комплексов производных демпфирования при вынужденных движениях модели по крену.

В продолжение развития методики применения квазистатических перемещений моделей ЛА при измерении АДХ был предложен способ определения зависимостей динамических АДХ, включая их гистерезис, при квазистатическом изменении угла атаки или скольжения модели. На рисунке 2 представлены сравнение результатов определения комплекса вращательной и нестационарной производной $m_x^{\bar{\omega}_x} + m_x^{\bar{\beta}} \sin \alpha$ в диапазоне углов атаки $-12^\circ \leq \alpha \leq 92^\circ$ полученных традиционным методом с заданным набором углов (на рисунке обозначено «дискретно») и методом с непрерывным изменением угла. При исследованиях изменение угла атаки производилось как с его увеличением ($\dot{\alpha} > 0$ -- «непрерывно прямой ход»), так и с его уменьшением ($\dot{\alpha} < 0$ -- «непрерывно обратный ход»).

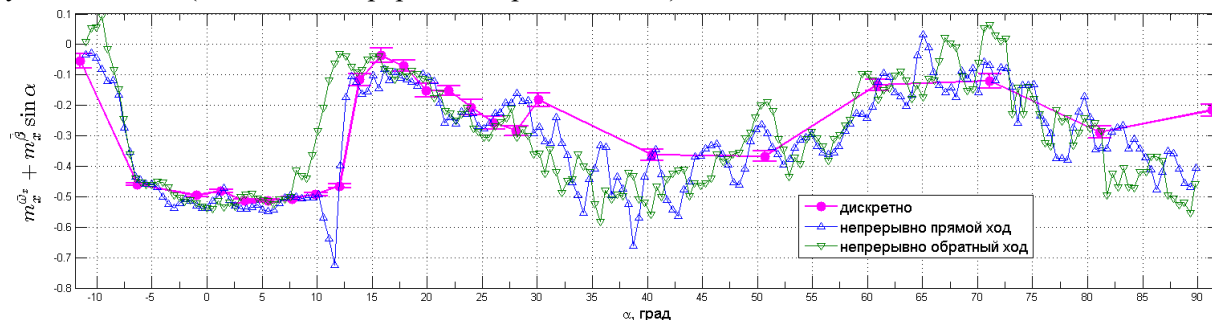


Рис. 2. Сравнение результатов определения комплекса производных $m_x^{\bar{\omega}_x} + m_x^{\bar{\beta}} \sin \alpha$.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПНЕВМОТРАСС ПРИЕМНИКА ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВУКОВОЙ ВОЛНЫ

М.В. Грудинин, А.А.Ефремов, И.А.Макаров, В.В.Сысоев (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

В рамках работ по созданию летного демонстратора комплекса технологий сверхзвукового гражданского самолёта (СГС) особое внимание уделяется вопросам, связанным с характеристиками звукового удара. Для валидации расчетных методов определения параметров звуковой волны, генерируемой СГС, предполагается использовать специализированный лётный комплекс, который должен обеспечивать измерение параметров звуковой волны и факторов, влияющих на ее распространение в среде на некоторой высоте над поверхностью Земли.

Структура звуковой волны состоит из головной ударной волны, участка понижения давления и замыкающей ударной волны примерно равной интенсивности. К формированию головной и замыкающих ударных волн приводит слияние отдельных ударных волн, волн разрежения и сжатия, от элементов планера и двигательной установки самолета, которые постепенно сливаются по мере распространения и принимают форму так называемой N-волны в дальнем поле. Соответственно, измерительным элементом для определения параметров звуковой волны должен являться специализированный приёмник воздушных давлений (ПВД).

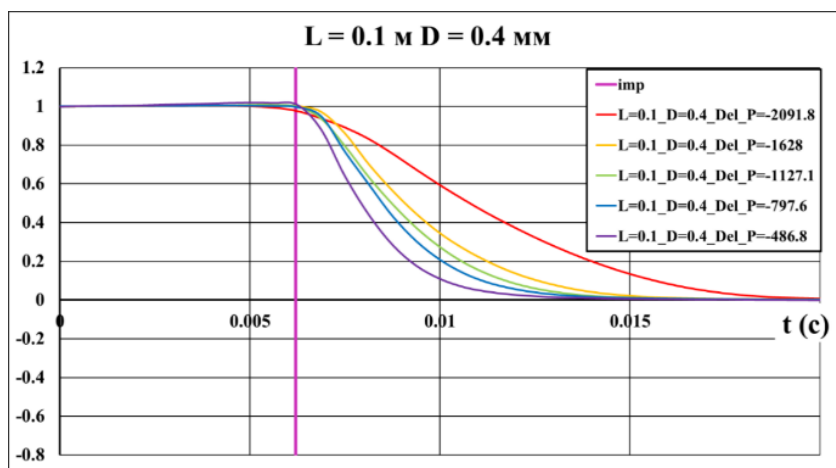


Рис. 1. Переходный процесс измерения давления в пневмотрассе длиной $L = 0.1$ м и диаметром $D = 0.4$ мм

В работе представлены результаты расчётно-экспериментальных исследований, направленных на выбор геометрических характеристик пневмотрасс, соединяющих приёмные отверстия для восприятия давлений на поверхности ПВД с датчиками давлений. В ходе экспериментальных исследований на одном конце пневмотрассы моделировалось скачкообразное изменение давления (от 10 гПа до 300гПа), а на втором конце с частотой 1.6 кГц выполнялась регистрация давления. В результате для пневмотрасс в диапазоне длин (0.1 м...2 м) и внутренних диаметров (0.4 мм...1.5 мм) были получены зависимости воспринимаемого давления от времени, определены частоты собственных колебаний и времена затухания колебательных процессов. По результатам исследований сделан вывод, что для разрабатываемого ПВД следует выбрать пневмотрассу диаметром $D = 0.4$ мм и длиной $L \approx 0.1$ м, которая обеспечивает отсутствие заброса воспринимаемого сигнала и приемлемую длительность переходного процесса (рис. 1), а также имеет крайне низкую (менее 40 Гц) резонансную частоту.

РАСЧЕТНЫЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТСЕКА КРЫЛА С ИНТЕГРИРОВАННЫМИ РАСПРЕДЕЛЕННЫМИ ИМПЕЛЛЕРАМИ НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА

М.В. Долотин (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Проведены расчетные исследования обтекания отсека крыла с интегрированными распределенными импеллерами на взлетно-посадочных режимах полета. Рассмотрены два варианта интеграции импеллеров: размещение импеллеров в толщине одного из звеньев адаптивного трехзвенного закрылка и размещение импеллеров в толщине хвостовой части основного профиля крыла с двухзвенным закрылком. В качестве варьируемых геометрических параметров были выбраны углы отклонения звеньев закрылков и шаг импеллеров (расстояние между осями соседних импеллеров). Для расчетных исследований использовалась методика расчета АДХ крыла с интегрированными распределенными движителями, основанная на совместном использовании методов CFD и метода «активного диска» [1].

В результате расчетных исследований получены зависимости АДХ отсека крыла от варьируемых параметров, в частности, зависимости коэффициента максимальной подъемной силы от угла схода реактивной струи и коэффициента тяги импеллеров. Для каждого варианта интеграции импеллеров и для каждого суммарного угла отклонения звеньев закрылка определены комбинации углов отклонения звеньев, омываемых реактивной струей, при которых реализуются наибольшие несущие свойства отсека крыла. В результате анализа влияния шага импеллеров на несущие характеристики и сравнения с влиянием подводимой к импеллерам мощности выявлено, что при значениях коэффициента тяги, превышающих коэффициент тяги, при котором реализуется безотрывное обтекание звеньев закрылка, коэффициент максимальной подъемной силы слабо зависит от способа изменения коэффициента тяги (увеличение разнесения или уменьшение мощности). На основе полученных данных предложены поправки в метод приближенной оценки несущих свойств крыльев с интегрированными импеллерами [2].

Литература:

1. А.И. Волков, М.В. Долотин, С.А. Кузин, Е.А. Пигусов. Методика расчета обтекания летательных аппаратов с импеллерной распределенной силовой установкой // II Российская молодежная научная конференция «Новые горизонты прикладной математики», Москва, 17-19 апреля 2025
2. А.И. Волков, М.В. Долотин, В.Г. Кажан, С.А. Кузин, Е.А. Пигусов. Метод приближенной оценки несущих свойств крыла конечного размаха с интегрированной распределенной силовой установкой // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. LIV, № 6. – С. 12-27.

МНОГОДИСЦИПЛИНАРНЫЙ ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ МЕХАНИЗАЦИИ КАК ЭЛЕМЕНТ ФОРМИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНЦЕПЦИИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА

М.В. Долотин, А.А. Крутов, С.А. Кузин, Е.А. Пигусов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

На этапах предпроектных исследований и предварительного проектирования [1] магистрального самолёта (МС) ключевыми задачами выступают формирование вариантов его технической концепции и определение основных параметров облика. Эти параметры должны обеспечивать выполнение требований к воздушному судну — таких как дальность полёта, пассажировместимость, крейсерская скорость, условия базирования и др., — а также достижение

высоких показателей безопасности, комфорта и экономичности при перевозке пассажиров и грузов заданной номенклатуры.

Детальная проработка облика летательного аппарата (ЛА) на ранних стадиях проектирования позволяет заметно снизить риски, сократить сроки и уменьшить затраты на создание самолёта [2]. Поэтому особую важность приобретают методы, обеспечивающие обоснованность проектных решений уже на начальных этапах разработки авиационной техники.

В настоящее время потребная длина ВПП (класс аэродрома базирования) зачастую является одним из требований, предъявляемых к проектируемому МС, ввиду сформированности аэропортовой сети стран его эксплуатации [3]. Таким образом, в проектировочные исследования должен включаться анализ влияния взлётно-посадочных характеристик на конструкцию ЛА, прямые эксплуатационные расходы и уровень шума на местности и пр., что делает процесс междисциплинарного проектирования взлётно-посадочной механизации неотъемлемой частью формирования облика — в том числе на начальной стадии, в рамках которой формируется предварительная техническая концепция проектируемого ЛА.

В работе представлен подход к определению типов взлётно-посадочной механизации крыла для разрабатываемой технической концепции МС. В основе подхода лежит модификация алгоритма предварительного определения основных параметров самолёта [4] путём добавления функциональных связей, описывающих аэродинамические характеристики в крейсерском режиме полёта в зависимости от реализуемой удельной нагрузки на крыло, а также учёт влияния удельной нагрузки на крыло на относительный вес крыла, включая относительный вес механизации крыла.

Применение предлагаемого подхода позволяет оценить влияние параметров механизации на характеристики МС, включая показатели его эффективности, а также определить типы механизации крыла для рассматриваемой концепции с целью её дальнейшей проработки на этапе предварительного проектирования.

Литература:

1. Авиационная техника гражданского назначения. Порядок создания. Основные положения // ГОСТ Р 58849-2020
2. Анисимов К.С., Евдокименков В.Н., Красильщиков М.Н., Сыпало К.И., Топоров Н.Б. Оптимизация процессов создания перспективных летательных аппаратов на базе концепции функционального проектирования / под ред. К.И. Сыпало // Инновационное машиностроение, Москва, 2025, 258 с.
3. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов // Машиностроение, Москва, 1983, 648 с.
4. Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф., Склянский Ф.И., Фомин Н.А. Проектирование самолетов // Машиностроение, Москва, 1972, 516 с.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ МЕХАНИЗИРОВАННОГО ОТСЕКА КРЫЛА МС В АДТ МАЛЫХ СКОРОСТЕЙ

М.В. Долотин, А.А. Крутов, С.А. Кузин, Е.А. Пигусов (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Проведены экспериментальные исследования аэродинамических характеристик тематической модели механизированного отсека крыла магистрального самолета (МС) на взлетно-посадочных режимах полета. Модель представляла собой прямоугольный отсек с удлинением $\lambda=5$, снабженный механизацией передней и задней кромок. Для передней кромки рассмотрены два варианта щелевого многосекционного предкрылка: выдвижной и поворотный с бесщелевым положением во взлетной конфигурации; для задней кромки – два варианта однощелевого многосекционного закрылка: выдвижной с различными параметрами перекрытия закрылка хвостовой частью основного профиля и поворотный с отклоняемым спойлером в качестве адаптивного элемента. Дополнительно модель была снабжена проточной мотогондолой и концевыми шайбами. Конструкция модели обеспечила возможность варьирования углов отклонения, размахов и высот щелей предкрылка и закрылка, углов отклонения адаптивного элемента. В рамках экспериментальных исследований измерены суммарные продольные аэродинамические характеристики (АДХ) модели в различных конфигурациях взлетно-посадочной механизации при скорости набегающего потока $V_\infty = 50$ м/с в широком диапазоне углов атаки $\alpha = -10 \div 30^\circ$ без скольжения и фиксации ламинарно-турбулентного перехода.

В результате экспериментальных исследований получены эффективности различных вариантов закрылка по углу отклонения, размаху и высоте щелей. Аналогичные эффективности

получены для различных вариантов предкрылка, а также определено совокупное влияние закрылка и предкрылка на АДХ отсека. Приведено сопоставление с известными методами расчета АДХ механизированных крыльев [1-2]. Проведена проверка оптимальных положений предкрылка и закрылка, рекомендуемых в руководстве для конструкторов (РДК) [1]. Путем сопоставления суммы приращений коэффициента максимальной подъемной силы при отдельных отклонениях закрылка и предкрылка с приращением при одновременном отклонении закрылка и предкрылка получены погрешности применения используемого на практике принципа суперпозиции [1-2]. Проведен анализ влияния проточной мотогондолы на АДХ отсека, изменения эффективного удлинения отсека при установке концевых шайб и влияния разрыва механизации по задней кромке крыла за мотогондолой на эффективность закрылка.

Литература:

1. РДК по проектированию самолетов. Том I. Аэродинамика и динамика полета. Книга 1. Аэродинамика самолетов различного назначения. Выпуск 1: Аэродинамика крыльев большого удлинения с механизацией передней и задней кромок дозвуковых и околозвуковых пассажирских и транспортных самолетов. – Издательский отдел ЦАГИ. 1980.
2. Колесников Г.А., Марков В.К., Михайлюк А.А. и др. Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для вузов по специальности «Самолетостроение» / Под ред. Колесникова Г.А. – М.: Машиностроение, 1993. – 544 с.: ил.

ОСНОВНЫЕ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ РЕЗУЛЬТАТЫ СОВМЕСТНЫХ РАБОТ ЦАГИ И ФРС В 2025-2026 ГОДАХ

*А.В. Долотовский, С.А. Алексеев, А.А. Бабулин, М.С. Войтишина, В.И. Шевяков
(Филиал ПАО «Яковлев» - «Региональные самолёты», г. Москва)*

Представлены основные результаты совместных работ ФАУ «ЦАГИ» и Филиала ПАО «Яковлев» - «Региональные самолёты» по направлению аэродинамического проектирования, в частности – сопровождение летных и наземных испытаний, в том числе сертификационных; работы в обеспечение создания модификации RRJ-95 с расширенными транспортными возможностями; валидация и верификация математических моделей законов управления системами самолета, включая математическую модель расчета траекторного движения для целей моделирования системы самолетовождения.

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ SLM-ТЕХНОЛОГИИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ВЕСОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ТЕНЗОМЕТРИЧЕСКИХ ВЕСОВ

*А.Ю. Дюг, И.Н. Качарава, С.В. Кажичкин, А.В. Левицкий, А.О. Шардин
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

Одним из путей сокращения цикла разработки аэродинамических моделей летательных аппаратов является использование аддитивных технологий при изготовлении тензометрических весов для измерения аэродинамических сил и моментов, действующих как на исследуемые модели в целом, так и на их отклоняемые элементы механизации и органы управления.

Изделия, получаемые с применением технологии лазерного сплавления, обладают анизотропными свойствами, зависящими от их ориентации в пространстве в процессе их изготовления из металлического порошка в SLM-установке. Данное обстоятельство необходимо учитывать еще на стадии проектирования весовых элементов тензометрических весов. От этого в большой степени зависят их итоговые рабочие характеристики.

Было выполнено сравнительное исследование образцов весовых элементов, изготовленных с применением аддитивной технологии с тремя вариантами пространственной ориентации и с использованием классических методов обработки.

Проведенные эксперименты при нагружении на консольный изгиб и кручение, а также испытания с наклеенными на измерительные балки тензодатчиками, показали приемлемую сходимость результатов, полученных на образцах из металлического порошка и выполненных из легированной стали. Получено принципиальное подтверждение возможности использования селективного лазерного сплавления для изготовления весовых элементов, при учете анизотропии механических свойств получаемых изделий на стадии подготовки к печати.

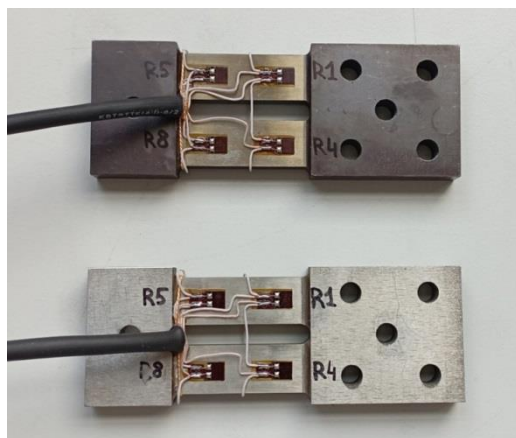


Рис.1. Образцы весовых элементов, изготовленные по традиционной технологии (сверху) и использованием SLM-технологии (снизу)

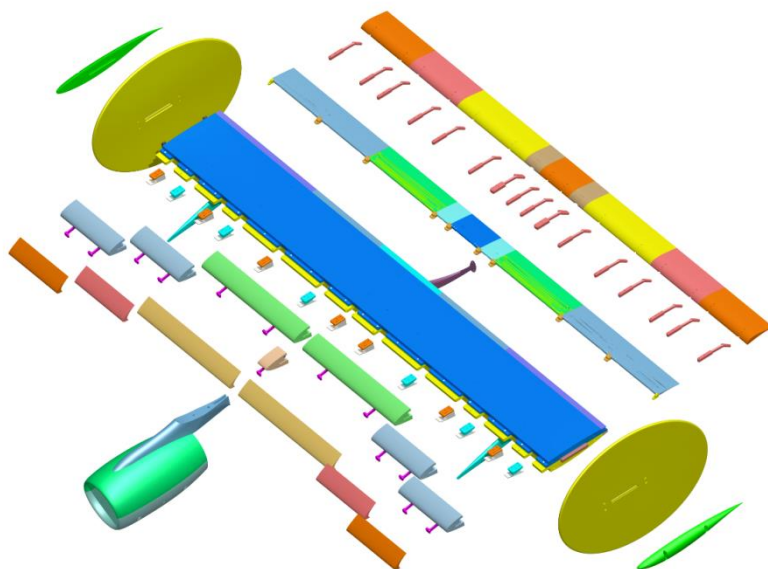
ТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МЕХАНИЗИРОВАННОГО ОТСЕКА КРЫЛА

А.Ю. Дюг, А.А. Юстус (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Тематическая модель механизированного отсека крыла МС предназначена для экспериментального исследования влияния параметров механизации на аэродинамические и акустические характеристики МС, а также экспериментальной отработки конфигурации механизированного крыла МС, обеспечивающего высокие несущие свойства на режимах взлета и посадки.

В состав модели тематического отсека входят следующие основные компоненты:

- Кессон из верхней и нижней разъемных панелей;
- Галтели съемные верхние и нижние;
- Носок - 7 секций, 2 варианта;
- Предкрылок - 7 секций, 8 положений;
- Спойлер поворотный - 9 секции, 3 варианта;
- Закрылок - 9 секций, 18 положений;
- Кронштейны навески закрылков и предкрылков с возможность изменения по высоте – 350 элементов;
- Законцовки сменные на шайбы;
- Мотогондола проточная съемная с пилоном;
- Комплект державок для подвески.



В рамках испытаний модели механизированного отсека крыла в АДТ Т-102 проводятся измерения суммарных аэродинамических характеристик, а также визуализация течения с использованием шелковинок.

Рис.1. Механизированный отсек крыла

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЩИТКОВ РАЗЛИЧНОЙ ФОРМЫ НА СТРУКТУРУ

ПОТОКА В КАВЕРНЕ

П.В. Ерохин, М.К. Куркова, Д.С. Михайлов (АО «Туполев», г. Москва)

Обеспечение безопасности отделения различных грузов из внутренних отсеков летательного аппарата сложная задача, которая зависит от множества различных факторов. Влияние на формирование течения в отсеке (каверне) оказывают как параметры полёта (число Маха (M), Рейнольдса (Re), высота полёта, углы атаки и скольжения и др.), так и геометрия самого отсека и различные приспособления (щитки), устанавливаемые перед ним.

Основной целью данной работы было проведение численного моделирования обтекания различных вариантов щитков, расположенных перед каверной и оценка влияния от их установки на структуру потока за ними.

Численное исследование проводилось путём решения уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу в современном вычислительном программном комплексе по гидроаэродинамике. Расчёт проводился при числах $M=0.2$, давлении $P=101325$ Па, температуре $T=300$ К, на углах атаки $\alpha=0^\circ$; 4° . В качестве расчётной модели выступала секция прямоугольного крыла с каверной и установленным щитком перед ней (см. рисунок 1)

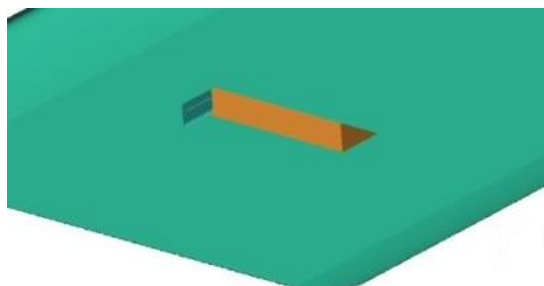


Рис. 1. Расчётная модель

В результате проведённых исследований показано влияние установки щитка на формирование отрывно-вихревых структур в каверне, их форму и положение ядра вихря (см. рисунок 2). Получено влияние сорванного потока с щитка на силы действующие на стенки каверны.

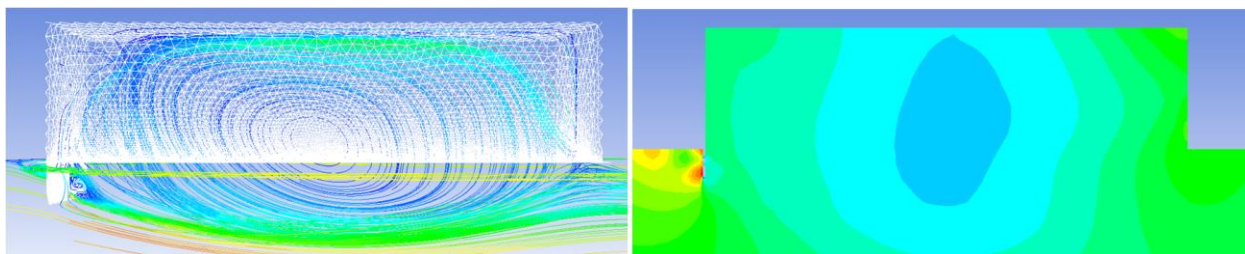


Рис. 2. Распределение коэффициента давления по задней стенке

Рассмотрено влияние от появления перфорированных отверстий на щитке на поле скоростей и распределение давления в каверне. Показано влияние диаметра отверстий на структуру течения.

Выделены опорные параметры для качественной оценки характера течения в каверне и поиска оптимальных вариантов геометрии щитков с целью обеспечения безопасности отделения грузов.

Литература:

1. П.В. Ерохин, П.В. Рогов, А.В. Родоман, О.А. Урусова «Численное исследование отрывных течений». Сборник тезисов: Материалы XXX Научно-технической конференции по аэродинамике п. Володарского, 25–26 апреля 2019 г. ЦАГИ 2019г.
2. П.В. Рогов, П.В. Ерохин «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.: Материалы конференции. Материалы докладов. Казань: Том 1. – Казань: Изд-во Казан. Гос. Техн. Ун-та, 2018.-600 с.
3. П.В. Рогов, П.В. Ерохин «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.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ОТВЕРСТИЯ В ПРЯМОЛИНЕЙНОЙ ПНЕВМОТРАССЕ НА

РАСЧЁТНОЕ ДАВЛЕНИЕ НА ВЫХОДЕ ИЗ ПНЕВМОТРАССЫ

А.А.Ефремов, К.Э. Хабашевский (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

При разработке систем измерения воздушных сигналов одним из основополагающих вопросов является определение архитектуры, т.е. состава приёмников воздушных давлений (ПВД), датчиков, вычислителей и т. д. Одним из конструктивных элементов систем воздушных сигналов являются пневмотрассы, соединяющие приёмные отверстия для восприятия давления на ПВД и датчики давления. Пневмотрассы могут иметь различную длину, диаметр, также к ним могут присоединяться ресиверы, влагоотстойники и т. п. Поэтому часто возникает вопрос об определении характеристик воспринимаемого давления в зависимости от геометрии пневмотрассы.

В данной работе рассмотрена задача о характеристиках расчётного давления, воспринимаемого условным датчиком, расположенным на выходе прямолинейной пневмотрассы круглого сечения, когда на вход подается изменяющееся давление, а в пневмотрассе имеется отверстие, соединенное короткой трубкой с сосудом, где поддерживается постоянное давление.

Поставленная задача решалась путём численного моделирования уравнения одномерного течения с постоянной динамической вязкостью и отсутствием объёмной вязкости. Входное давление моделировалось синусоидой или полиномом третьей степени.

В результате работы получены зависимости таких характеристик измеряемого давления, как характер (периодический или аperiodический) колебательного процесса, амплитуда, частота и коэффициент затухания колебаний от длины и внутреннего диаметра пневмотрассы, а также от удаленности отверстия от входа пневмотрассы.

МОДЕЛЬ ТЕМАТИЧЕСКОГО ОТСЕКА КРЫЛА С ИМПЕЛЛЕРНОЙ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

Д.А. Жоголев, Д.С. Руденко, А.О. Шардин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Модель тематического отсека крыла с импеллерной распределенной силовой установкой (ИРСУ) предназначена для экспериментальной оценки аэродинамической эффективности интеграции ИРСУ, состоящей из 8 электроприводных импеллеров, в адаптивный закрылок. Технические параметры импеллеров позволяют плавно изменять частоту вращения каждого из импеллеров в диапазоне от 0 до 31500 об/мин.

Разработанная модель позволяет в процессе испытаний в аэродинамической трубе осуществлять измерение суммарных аэродинамических характеристик, распределения давления в заданных сечениях (118 дренажных точек), осуществлять контроль частоты вращения импеллеров, оценивать газодинамические характеристики параметров потока в каналах центрального (№5) и бокового (№8) импеллеров, а также проводить визуализацию течения воздушного потока на модели методом шелковинок.

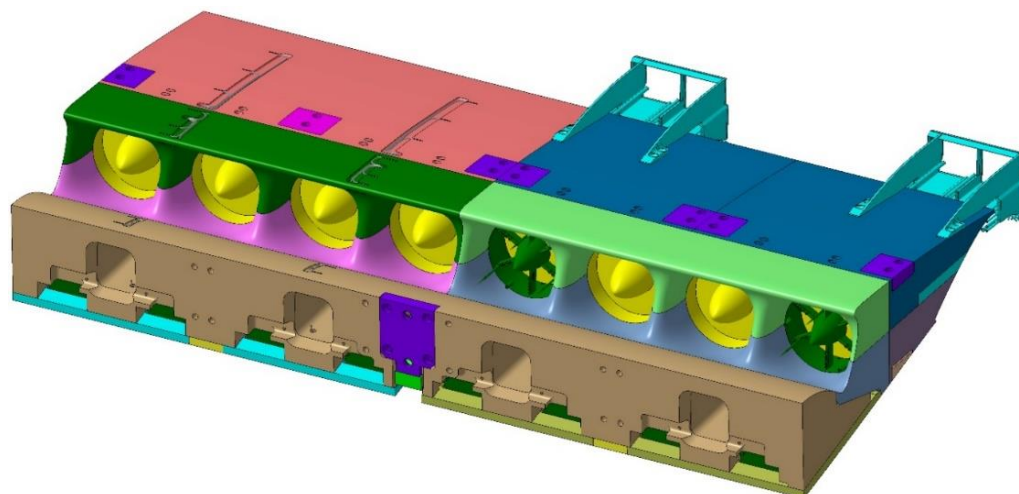


Рис.1. Основная секция закрылка

В состав модели тематического отсека входят следующие основные компоненты:

- щиток Крюгера;
- кессон (основная часть отсека крыла);
- поворотный адаптивный элемент;
- основное звено закрылка с интегрированной ИРСУ;
- второе звено закрылка;
- хвостовое звено закрылка;
- концевые шайбы.

Для определения характеристик воздушного потока на входе в центральный и боковой импеллеры были использованы шестилучевые измерительные гребенки приемников давления, включающие по 27 приемников полного, 6 приемников статического и 3 приемника динамического давления каждая.

Исследование характеристик потока в зоне среза сопла, при различных вариациях положений второго звена закрылка относительно основного, осуществляется за счет установки в хвостовой части основного звена двух дополнительных гребенок, изготавливаемых в трех конфигурациях. Количество измерительных точек – 28, 32 и 32 соответственно. Дополнительно измерительные гребенки оснащены термопарами.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ СТАТИЧЕСКОГО НАПРЯЖЕНИЯ НА ВЕСОВЫЕ ПАРАМЕТРЫ МОДЕЛИ

Н.Г. Журкин (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Обтекание летательного аппарата всегда сопровождается трением набегающего потока об его поверхность, а следовательно ее поляризацией, если не используются материалы и устройства для быстрого стекания заряда. На режимах малых скоростей и высот этим фактором можно пренебречь. На больших высотах, где воздух сухой и больших скоростях, вследствие трения поверхность нагревается и теряет свободные электроны, таким образом на поверхности образуется значительный положительный статический потенциал, который создает электростатическое поле. Силовые линии этого поля направлены от «+» к «-». Таким образом электрическое поле воздействуя на положительные ионы набегающего потока, отталкивают их от поверхности, увеличивая толщину пограничного слоя.

В данной работе представлены некоторые экспериментальные данные по исследованию влияния статического напряжения на весовые параметры осесимметричной модели типа конуса и плоской пластины из материала Д16Т, на режимах, когда модель заземлена и не заземлена. Исследования проводились на АДТ СМГДУ с использованием тензовесов типа ТВ5Р-5416. На рисунке 1 представлены кадры обтекания модели типа конус в режимах «заземлено» (слева) и «не заземлено» (справа), зарегистрируемые в один и тот же момент и обработанные программой ImageJ. При этом величина статического напряжения составила порядка 85 В.

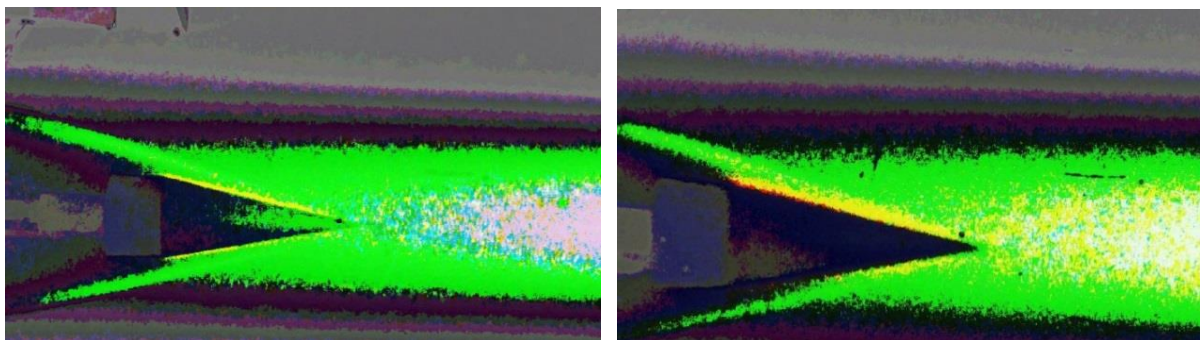


Рис. 1.

Анализ полученных результатов позволяет сделать предварительные выводы:

- Статическое напряжение увеличивает поперечное сечение эффективного тела модели, что приводит к торможению набегающего потока в области модели.
- Параметр «voltage», соответствующий статическому напряжению на поверхности модели, зависит от скорости и температуры обтекающего потока и не зависит от величины площади поверхности и ее температуры. Зато силовое электрическое поле напрямую зависит от температуры нагрева поверхности.

- Наличие поверхностей со статическим электричеством может быть использовано, как встроенный орган управления, эффективность, которого растет с увеличением скорости и их нагрева.

- Статическое напряжение может являться дополнительным источником электрической энергии.

ПРИМЕНЕНИЕ НАНОМОДИФИЦИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИОННОГО СВЯЗУЮЩЕГО В СТЕКЛО- И УГЛЕПЛАСТИКАХ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ИХ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

П.А. Захаржевский, С.А. Титов, В.Л. Токарь, А.С. Бабинцев, В.В. Соловьева

(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящее время в авиационных конструкциях широко применяются композиционные материалы, включая стекло- и углепластики, состоящие из армирующего наполнителя (волокна) и эпоксидной матрицы (связующего). В процессе их проектирования важными требованиями являются обеспечение высокой статической, усталостной и ударной прочности, а также стойкости к ударным повреждениям. Долговечность конструкции в свою очередь зависит от параметров межслоевой прочности композита, так как при циклическом нагружении на границе раздела волокно-матрица возникают касательные напряжения, которые могут привести к расслоению материала. Интерес представляют исследования, направленные на совершенствование композиционных материалов с повышением данных характеристик.

Одним из возможных способов решения данной задачи может стать модифицирование конструкционного связующего путем диспергирования в нем углеродных нано-компонент. Проведенные ранее исследования [1] влияния введения углеродных нано-компонентов на изменение механических характеристик эпоксидного инфузионного связующего показали повышение предельной деформации и прочности при растяжении на 70% и 11% соответственно.

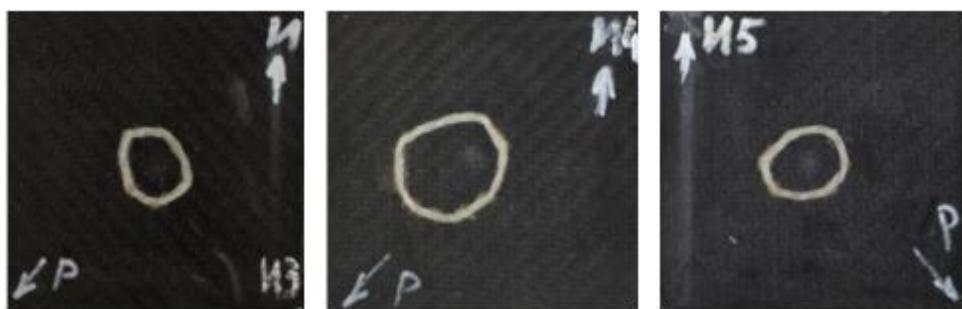
В докладе представлены данные сравнительных прочностных испытаний образцов (рисунок 1) из стекло- и углепластиков, изготовленных методом вакуумного формования, с применением исходной и нано-модифицированной полимерной матрицей, которые включают испытания материала при растяжении, сжатии, изгибе, комбинированном нагружении со сдвигом, определения ударной вязкости.



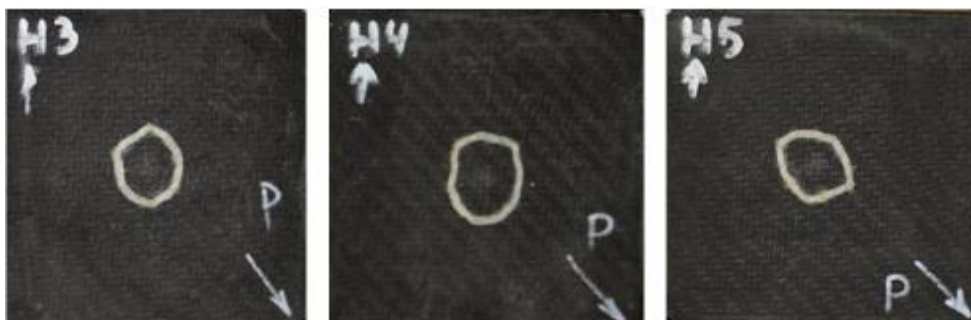
Рис. 1. Фотография образцов из стеклопластика двух серий «И» и «Н» для испытаний на вязкость разрушения при отрыве

Показано, что нано-модифицирование конструкционного связующего приводит к повышению вязкости разрушения по первой моде GIC до 30% и ударной вязкости до 12% для всех видов образцов, а также усталостной долговечности для стеклопластиков.

Полученные результаты хорошо коррелируются с данными исследования по определению размеров ударных повреждений в исходных и нано-модифицированных стекло- и углепластиках с применением методов неразрушающего контроля. Показано, что нано-модифицирование связующего приводит к уменьшению линейных размеров повреждений в среднем до 20% для углепластиков (рисунок 2) и 50-70% для стеклопластиков (рисунок 3).



А) Образцы серии «И»



Б) Образцы серии «Н»

Рис. 2. Образцы углепластика серий «И» и «Н» после нанесения ударных повреждений

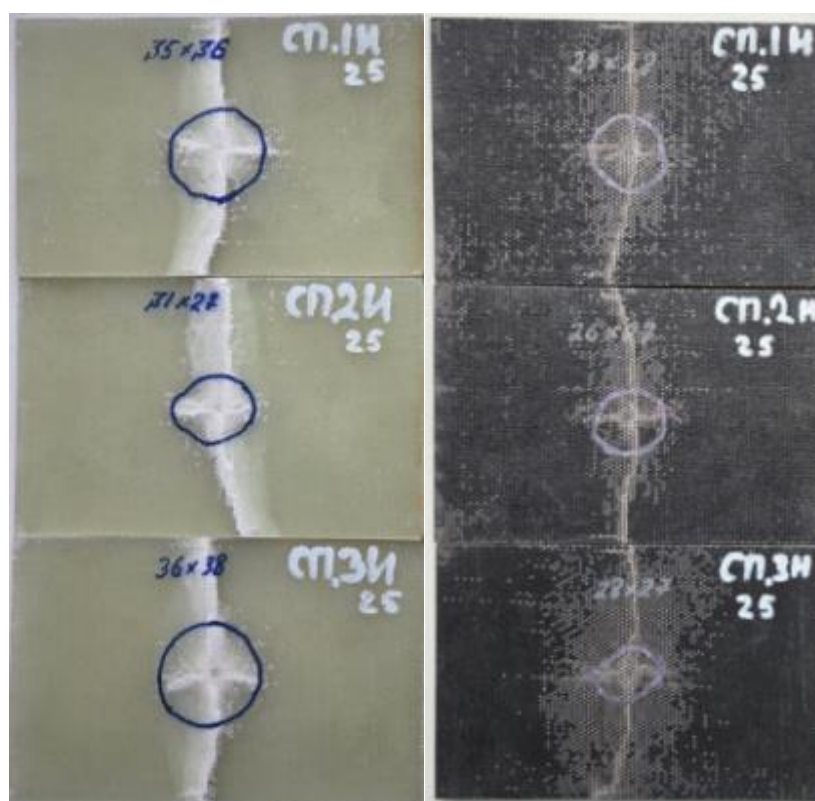


Рис. 3. Образцы стеклопластика серий «И» и «Н» после нанесения ударных повреждений

Литература:

1. Повышение прочностных характеристик инфузионного конструкционного связующего при диспергировании в нем углеродных нанокomпонентов / А.Н. Блохин, В.Д. Вермель, Н.С. Воронина [и др.] // Учёные записки ЦАГИ. – 2026. – Т. 57, № 3. – С. 64-75

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ ОТВЕРЖДЕНИЯ И ТЕРМОВЛАЖНОСТНОГО СТАРЕНИЯ МОДИФИЦИРОВАННОГО УНТ И НЕМОДИФИЦИРОВАННОГО ЭПОКСИДНОГО СВЯЗУЮЩЕГО

*П.А. Захаржевский, В.В. Соловьева, С.А. Титов, М.А. Чарухин
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

Углеродные нанокomпоненты в составе эпоксидной полимерной матрицы композитных материалов дают новые возможности повышения прочностных характеристик изделий. В работе [1] выполнено исследование по определению наиболее эффективного типа и массовой концентрации МУНТ в эпоксидной смоле для повышения прочностных характеристик. При испытаниях на растяжение отвержденных образцов модифицированного УНТ эпоксидного связующего было получено повышение прочности на 11,3% и предельной деформации на 70% относительно образцов немодифицированного связующего. Также было показана возможность применения наномодифицирования полимерной матрицы при изготовлении конструкционных стекло- и углепластиков.

Однако в литературе отмечается влияние модифицирования углеродными нанотрубками (УНТ) эпоксидных смол на изменение кинетики отверждения и температурных параметров отвержденных систем [2,3,4], что может потребовать корректировки режима отверждения для достижения степени превращения, сопоставимой со степенью превращения немодифицированного связующего.

Испытания методом дифференциально сканирующей калориметрии показали, что степень превращения отвержденного модифицированного УНТ эпоксидного связующего не ниже степени превращения отвержденного немодифицированного связующего, характеризующие структуру материалов температуры стеклования близки.

При хранении и эксплуатации структурные и прочностные характеристики полимерных композитных материалов претерпевают изменения в процессе старения, инициированном воздействием температурных колебаний и перемены влажности окружающей среды.

Проведены испытания по ускоренному старению отвержденных образцов на основе модифицированного УНТ и немодифицированного связующего путем контролируемого термовлажностного воздействия в климатической камере при температуре 70°C и относительной влажности 85%. В докладе представлены результаты сравнительного анализа изменения количества сорбированной влаги, температур стеклования образцов материалов, изменение параметров предельной прочности и предельной деформации при растяжении образцов на основе модифицированного УНТ связующего в процессе старения.

По результатам работы составлен план дальнейших исследований и сравнительного анализа влияния старения образцов при термовлажностном воздействии на деформационно-прочностные характеристики модифицированных УНТ образцов эпоксидного связующего и немодифицированных образцов.

Литература:

1. Влияние диспергирования углеродных нанокomпонентов в эпоксидном связующем на характеристики отвержденного конструкционного инфузионного связующего / В.В. Соловьева, П.А. Захаржевский, С.А. Титов//Материалы XXXV научно-технической конференции по аэродинамике – Жуковский: Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского. 2025, С. 90-91.
2. Богатов В.А., Кондрашов С.В., Мансурова В.Т., Аношкин И.В. О механизме усиления эпоксидных смол углеродными нанотрубками/Все материалы. Энциклопедический справочник. 2012, №4.
3. Акатенков Р.В., Кондрашов С.В., Фокин А.С., Мараховский П.С. Особенности формирования полимерных сеток при отверждении эпоксидных олигомеров с функционализированными нанотрубками/Авиационные материалы и технологии. 2011. №2, С.31-37.
4. Каблов Е.Н., Кондрашов С.В., Юрков Г.Ю. Перспективы использования углеродсодержащих наночастиц в связующих для полимерных композиционных материалов/Российские нанотехнологии. 2023.Т.8. №3-4, С. 29-46.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТЕНЗОВЕСОВ НА МАЛЫЕ НАГРУЗКИ С ПРИМЕНЕНИЕМ АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ

В.В. Зиняев, А.Ю. Кармадонов, М.Д. Клочков, Н.М. Колушов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Многокомпонентные тензометрические весы являются основным инструментом для измерения аэродинамических сил и моментов, действующих на модель или её элементы во время проведения испытаний в аэродинамических трубах. Основой таких весов является тензоэлемент – металлическая деталь сложной пространственной формы, точное воспроизведение которой в металле часто сталкивается с технологическими ограничениями, связанными с возможностями металлообрабатывающего станочного оборудования предприятия.

До настоящего времени изготовление тензоэлемента являлось наиболее продолжительным, сложным и трудоёмким процессом во всём цикле производства тензометрических весов.

Альтернативой традиционному способу изготовления тензоэлементов является аддитивная технология, основанная на методе селективного лазерного сплавления металлического порошка. Однако, чтобы доказать целесообразность использования данной технологии для изготовления тензоэлементов, требовалось подтвердить соответствие прочностных характеристик конечного продукта соответствующим параметрам стали марки 30ХГСА, используемой при изготовлении тензоэлементов по традиционной технологии.

Проведённые сотрудниками НИЦ ОПИ исследования показали, что по основным параметрам статической прочности элементарные образцы, изготовленные по аддитивной СЛС технологии из порошка нержавеющей стали марки Х15Н5Д4Б, не уступают, а по некоторым показателям даже превосходят конструкционную сталь 30ХГСА. Полученные результаты послужили основанием для изготовления опытного образца трёхкомпонентных тензовесов на малые нагрузки ($Y = 20$ Н; $Z = 20$ Н; $M_x = 5$ Н·м) с использованием аддитивной СЛС технологии. Проведена градуировка изготовленных тензовесов на градуировочном стенде, получены рабочие формулы определения нагрузок по каждой компоненте. Показано, что метрологические характеристики тензовесов, изготовленных с применением аддитивной СЛС технологии, не уступают аналогичным параметрам тензовесов того же весового диапазона, изготовленных по традиционной технологии. Проведена оценка трудоёмкости изготовления типовых тензоэлементов по традиционной и аддитивной технологиям. Трудоёмкость изготовления типовых тензоэлементов по аддитивной СЛС технологии на 35% ниже, чем по традиционной, и ещё сильнее снижается с увеличением количества изготавливаемых элементов, т.к. каждый производственный этап выполняется одновременно для группы изделий.

Таким образом, изготовление типовых тензоэлементов для тензовесов на малые нагрузки с применением аддитивной СЛС технологии позволяет повысить сложность и интегральность конструкции вновь разрабатываемых тензовесов, обеспечить выполнение требований по прочности и метрологическим характеристикам, сократить время выхода на эксперимент.

Литература:

1. В.Д. Вермель, В.В. Вождаев, В.В. Зиняев, И.Н. Качарава, Г.А. Федоренко. Требования к точности и качеству обводообразующих поверхностей аэродинамических моделей и их обеспечение в аддитивной технологии сплавления металлических порошков/ Журнал «Авиационная промышленность» №2, 2025 г., стр. 42
2. Отраслевой стандарт. Модели летательных аппаратов для испытаний в аэродинамических трубах. Общие требования к контролируемым параметрам и размерам. ОСТ 102608-87, Введен распоряжением Министерства от 26 февраля 1988 г.
3. Аддитивные технологии в машиностроении: пособие для инженеров / М.А. Зленко, М.В. Нагайцев, В.М. Довбыш. – М. ГНЦ РФ ФГУП «НАМИ» 2015. – 220 с.

ИССЛЕДОВАНИЯ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ ВБЛИЗИ ПРОНИЦАЕМЫХ СТЕНОК ТРАНСЗВУКОВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ

А.И. Иванов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

История создания промышленных аэродинамических труб с проницаемыми стенками рабочих частей насчитывает уже около 80 лет. Первые подобные установки были введены в эксплуатацию с целью устранения заклинивания рабочего тракта аэродинамической трубы при трансзвуковых скоростях потока, при этом отечественные АДТ оснащались главным образом перфорированными стенками, где массообмен реализован за счет распределенных сквозных отверстий, обычно имеющих круглое сечение. Альтернативные концепции проницаемых стенок

– щелевые границы – получили широкое распространение в США и Западной Европе и в значительно меньшей степени – в нашей стране. Помимо устранения запыления, такие проницаемые стенки рабочих частей позволяли эффективно гасить волновые возмущения от моделей при малых дозвуковых скоростях и значительно уменьшать индукционное влияние границ потока на обтекание модели при больших дозвуковых и трансзвуковых скоростях. Другие виды проницаемых границ не нашли широкого применения в силу либо технологической сложности изготовления, либо худших эксплуатационных характеристик. Различные концепции адаптивных границ, равно как и некоторые новые подходы, также пока по разным причинам не получили практического применения в промышленных АДТ.

Дискретный характер массообмена на стенке ставит вопросы о корректности использования однородных граничных условий при определении индукционных поправок к измеряемым аэродинамическим характеристикам и об оценке масштаба области неоднородности потока вблизи проницаемой стенки. В работе приводятся экспериментальные результаты, полученные в ряде аэродинамических установок с проницаемыми границами различного типа, включая круглую перфорацию переменной проницаемости и щелевые границы с продольной и поперечной ориентацией щелей.

Практически все результаты измерений осредненных характеристик полей течения получены традиционными пневмометрическими методами. Несмотря на активное развитие альтернативных способов исследования (термоанемометрических, PIV и др.), классический подход на основе пневмоизмерений остается одной из важнейших составляющих методики испытаний в аэродинамических трубах. Методики измерений полей полного и статического давления, скоростного напора и скосов потока с помощью различных пневмозондов давно и успешно внедрены в практику аэрофизического эксперимента ФАУ «ЦАГИ» и описаны, в частности в известной монографии А.Н. Петунина «Методы и техника измерений параметров газового потока» (М.: «Машиностроение», 1996). Вместе с тем разнообразие экспериментальных задач, в которых применяются пневмометрические методы, требует в каждом конкретном случае внимательного анализа как получаемых результатов, так и условий проведения испытаний. В работе рассмотрен ряд случаев, когда для корректного применения классических подходов потребовалось внести дополнительные изменения в методики проведения испытаний и обработки результатов. В частности, это касается измерения полей скосов потока в условиях сложных сдвиговых течений.

СТЕНД ДЛЯ КОМПЛЕКСНЫХ ИСПЫТАНИЙ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ЛА С РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

М.А. Иванькин, А.В. Смотров, В.Н. Тарасов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Создание современного малоразмерного летательного аппарата с воздушно-реактивной силовой установкой под заданные летно-технические характеристики является сложной технической задачей, требующей проведения комплекса наземных исследований.

Для отработки интеграции планера и двигателя разработан проект стенда для комплексных динамических испытаний ЛА с работающим двигателем.

Создаваемый стенд предназначен для обеспечения комплекса испытаний, таких, как: 1) испытания на надежность функционирования малоразмерных ЛА с воздушно-реактивными двигателями и их элементов, при моделировании внешнего потока в аэродинамических трубах; 2) весовые испытания, включая определение тяги двигателя, интегрированного с ЛА; 3) контроль газодинамических параметров элементов двигателя при проведении весовых испытаний; 4) проверку запасов устойчивости работающего двигателя; 5) определение прочности и ресурса работы двигателя; 6) тензометрирование ЛА; 7) вибропрочностные испытания, акустические испытания и т.п.

Выполнен выбор облика стенда для испытаний двигателя в изолированном варианте при атмосферных условиях. В настоящее время проводятся работы по обеспечению испытаний ЛА с работающим двигателем в аэродинамических трубах.

Разрабатываемый стенд включает:

- механическую часть, содержащую узлы крепления двигателя, подсистему управления двигателем, силоизмерительное устройство и другие средства измерения стенда;
- систему измерений «ЖУК», позволяющую проводить многоканальные динамические измерения сигналов от различных типов датчиков;

- программное обеспечение стенда, состоящее из базовых программных модулей сбора данных и сервисной программы, которая адаптируется под конкретные задачи.

Для решения задач автоматизации испытаний разработана многоканальная система динамических измерений «ЖУК». Аппаратная часть системы построена по сетевому принципу распределённого сбора данных посредством модулей динамических измерений. Система позволяет подключать практически все типы датчиков и не имеет ограничений по числу каналов и скорости их опроса.

Кроме решения задач автоматизации испытаний в АДТ, разработанная аппаратура позволяет проводить весь цикл наземных частотных испытаний авиационной техники путем многоточечного возбуждения колебаний конструкции с помощью шекеров и регистрации вибрации с помощью миниатюрных акселерометров.

Комплект аппаратуры для проведения наземных частотных испытаний малоразмерных ЛА включает:

- систему измерений;
- комплект миниатюрных трехкомпонентных акселерометров типа ADXL;
- электродинамические силовозбудители (шекеры) с тензодинамометрами;
- двухканальный цифровой генератор сигналов с усилителем мощности;
- программное обеспечение «Гармоника».

Программное обеспечение «Гармоника» позволяет конфигурировать многомодульную систему и выполнять регистрацию сигналов по всем подключенным каналам. В процессе регистрации рассчитываются все вибрационные параметры сигналов и ведется непрерывная запись на твердотельный диск. В процессе измерений вычисляются и индицируются сигналы, спектры, фигуры Лиссажу, АФЧХ, эпюры вибрации и т. п.

При отработке комплекта аппаратуры с помощью действующего макета одномодульной системы выполнены частотные испытания модели малоразмерного ЛА. Гармонические колебания конструкции задавались двумя малогабаритными шекерами, оснащенные тензодинамометрами. Регистрация сигналов с датчиков ADXL-335 велась по 24 каналам.

Внедрение разрабатываемого стенда и системы измерений дает возможность устранить зависимость от зарубежных производителей многоканальной аппаратуры динамических измерений и обеспечивает проведение испытаний малоразмерных летательных аппаратов с работающим двигателем при моделировании в различных высотно-скоростных условиях полета.

АНАЛИЗ ТЕЧЕНИЯ В МОДЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ НА РЕЖИМЕ ДОЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ БЕЗ ЗАПИРАНИЯ КАНАЛА *С.Г.Игнатьев, В.В.Власенко, Е.В.Кажан, С.С.Молев, А.Ю.Ноздрачев* *(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

Представлены результаты численного исследования течения в модельной безроторной силовой установке малой тяги на режиме полета $M_\infty=0.6$, когда во всём тракте двигателя устанавливается чисто дозвуковое течение без заклинивания канала. Моделирование проводилось на базе нестационарных уравнений Рейнольдса для воздуха с постоянным отношением теплоёмкости $\kappa=1.4$, замкнутых моделью турбулентности SST. Вместо добавления и сжигания топлива, подвод тепла осуществлялся на участке постоянного сечения канала путём добавления источников в уравнение энергии, что приводило к монотонному увеличению температуры торможения от $T_{0\infty}$ до $T_{0\max}$. Использовалась расчетная сетка со сгущением к стенкам двигателя, обеспечивающим возможность использования условия прилипания ($y^+ \sim 1$). При длине мотогондолы 1 м и радиусе среза сопла 0.2 м, внешние границы расчетной области были удалены от двигателя на расстояние 10 м. (Был также проведен расчет с удалением границ на расстояние 100 м, однако он не дал существенного улучшения результатов.) Расчеты проводились с использованием собственной программы ЦАГИ *zFlare*, разработанной в Лаборатории физического и численного моделирования течений с турбулентностью и горением.

Вначале рассмотрен случай цилиндрической мотогондолы нулевой толщины. В этом случае, несмотря на значительный разгон потока за счет теплоподвода в “камере сгорания”, горизонтальная сила, приложенная к стенкам двигателя, обусловлена только вязким трением. Увеличение потока импульса в двигателе компенсируется силой давления, приложенной к

контуру входящей в двигатель трубки тока, которая сильно сужается в направлении вверх по потоку от двигателя.

Далее рассмотрена мотогондola с плавным контуром конечной толщины. Рассмотрены как случай плоского течения, так и случай цилиндрической мотогондолы – с одним и тем же профилем стенок мотогондолы (рис.1). Было рассмотрено три варианта подвода тепла: $\theta = (T_{0\max}/T_{0\infty})^{1/2} = 2; 2.51; 3.25$. Для всех трёх значений θ получена положительная эффективная тяга, увеличивающаяся при возрастании θ . Тяга обусловлена падением давления за счет ускорения потока при обтекании плавного контура обечайки мотогондолы. В тракте двигателя перед “камерой сгорания” формируется область повышенного давления (связанная с торможением потока во входящей трубке тока). Среднее давление на срезе сопла во всех случаях близко к давлению невозмущенного потока, но отличается от него на несколько процентов из-за неоднородного течения в окрестности конца мотогондолы. Струя, истекающая из двигателя, испытывает слабые колебания по механизму Кельвина-Гельмгольца, которые усиливаются с ростом θ .

Выполнен расчет с корректным представлением нестационарных процессов, который показал, как формируется полученная в расчетах квазистационарная картина течения. Основную роль играют продольные волны, проходящие вдоль тракта двигателя в обоих направлениях.

На основе расчетов анализируется формула для силы тяги двигателя.

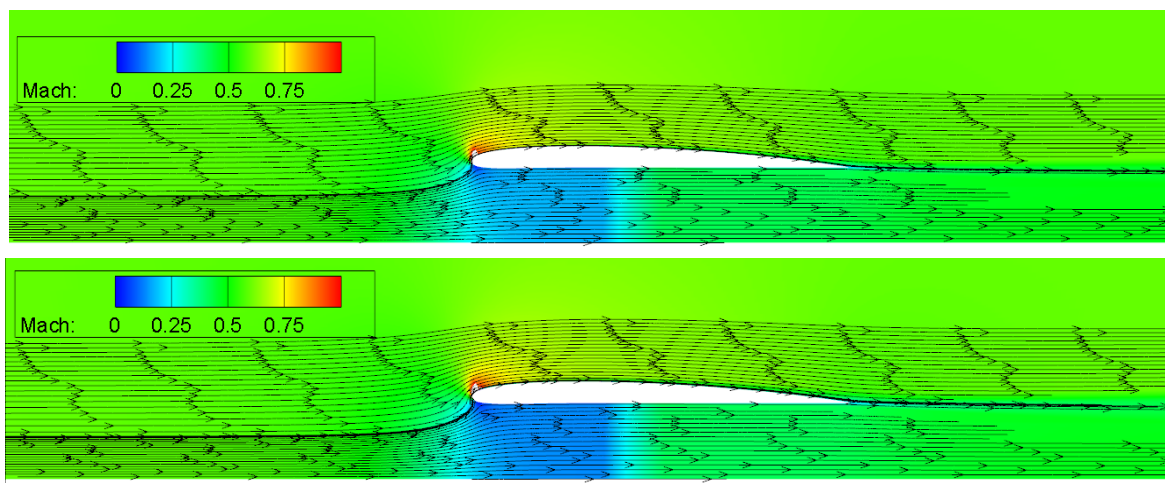


Рис. 1. Поля числа Маха при $\theta=2$ (сверху) и $\theta=2.51$ (снизу) для круглой мотогондолы

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА ТВВД С ИМИТАЦИЕЙ РАБОТЫ ВВ

Е.В. Кажан, М.А. Бугаев, Д.В. Ливерко, В.О. Решетин, Н.А. Циркова, В.В. Ореховский, А.О. Долгов (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Применение на региональном самолете (РС) турбовинтовых двигателей позволяет обеспечить возможность эксплуатации с аэродромов с неподготовленными грунтовыми, травяными, снежными площадками, а также с аэродромов с короткой взлетно-посадочной полосой.

В работе представлены результаты комплекса расчетно-экспериментальных исследований обтекания и аэродинамических характеристик воздухозаборника (ВЗ) маршевой силовой установки РС. Стендовые испытания масштабной модели с вращающимся макетом винта проведены в крупномасштабной АДТ при скоростях 60–80 м/с, углах атаки $\alpha = 10^\circ \dots 15^\circ$, скольжения β до 20° и удельных расходах $q(\lambda)_{\text{дв}} = 0,16 \dots 0,83$. Численное моделирование выполнено в пакете EWT-ЦАГИ на базе осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса для скоростей $V_\infty = 0 \dots 480$ км/ч, $\alpha = 0^\circ \dots 13,5^\circ$, $\beta = 0^\circ, 20^\circ$.

В результате работы получены дроссельные характеристики ВЗ: коэффициент восстановления полного давления ν , окружная неравномерность поля давления на входе в двигатель $\Delta \bar{p}_0$, относительная среднеквадратичная амплитуда пульсаций полного давления ε и суммарный уровень неоднородности потока W .

ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА, ОПРЕДЕЛЯЕМЫЕ ПО ТЕНЕВЫМ ИЗОБРАЖЕНИЯМ

*Е.В.Кажан, Е.В.Карпов, Н.Г.Колток, Е.Д.Кудрявцева, А.Н.Морозов
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

Параметром, характеризующим обтекание модели летательного аппарата (ЛА) при испытаниях в аэродинамической трубе (АДТ), является число Маха M . Соответствие числа M при испытаниях модели полётному позволяет оценить аэродинамическую эффективность на разных этапах полета и гарантирует надежную эксплуатацию ЛА. Определение местного числа Маха и его распределение в рабочей части АДТ в сверхзвуковых испытаниях достаточно трудоёмко и может быть осуществлено с помощью косвенных методов измерений, основанных на различных физических эффектах в газовом потоке. К ним, в частности, относятся методы, основанные на измерении полного и статического давлений с помощью измерительного насадка, а также оптические методы различной модификации [1].

В работе рассматривается поле обтекания конуса равномерным потоком с числом $M > 1$. Приведена оценка неравномерности потока вблизи конуса в рабочей части АДТ на примере реализации расчётных одномерных течений. Все расчёты проведены при помощи пакета прикладных программ EWT-ЦАГИ [2-4]. По полученному полю плотностей рассчитаны картины визуализации течений в параллельных лучах с помощью прямотеневого метода (шпирен), метода Теплера и теневого фонового метода (ТФМ) [5-7].

В результате показано, что при оценке значения моделируемого числа M графическим методом в аэродинамических испытаниях модели в АДТ, может быть получено заведомо завышенное значение искомого параметра. Превышение обусловлено оптическими свойствами исследуемой среды (преломлением), а также не идеальностью системы формирования зондирующего излучения и системы регистрации оптического сигнала.

Литература:

1. Козлов В.С., Кольга В.В., Волкова Я.Я. Разработка методики и проектирование устройства для определения числа Маха сверхзвукового потока. // Сибирский аэрокосмический журнал, Том 25, №3. 2024. – С.296-310.
2. Босняков С.М. Концепция программного продукта EWT-ЦАГИ и основные этапы ее развития // Труды ЦАГИ. 2007. № 2671. С. 3–19.
3. В.В. Власенко, Е.В. Кажан, А.В. Лысенков, Метод расчета аэродинамических характеристик воздушного винта и его применение в задачах оптимизации, Труды ЦАГИ, Выпуск 2760, 2017.
4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2008610227
5. Иншаков С.И. Визуализация структуры газовых потоков теневыми и интерференционными методами. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, №2, 2007. – С.108-113.
6. Иншаков С.И., Кудрявцева Е.Д. Анализ рефрактометрических методов применительно к исследованиям течений на газодинамических стендах // Семнадцатая Международная научно-техническая конференция «Оптические методы исследования потоков» М., 26-30 июня 2023, - С. 79 – 90.
7. Кудрявцева Е.Д. Моделирование изображения, получаемого ТФМ методом по заданному распределению плотности вокруг профиля, обтекаемого потоком. // Пятнадцатая Международная научно-техническая конференция «Оптические методы исследования потоков», М. 24 июня-28 июня 2019 г. – 5 С.

ВЫБОР ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ВОЗДУШНОГО ВИНТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДЛЯ НИЗКИХ ЧИСЕЛ РЕЙНОЛЬДСА

С.В. Калашников, А.Л. Митин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

При полете летательных аппаратов на малых скоростях полета большинство его аэродинамических элементов работают при числах Рейнольдса ниже критических. В том числе и воздушные винты, которые чаще всего используются в качестве движителей на таких аппаратах [1].

В данной работе на основании метода Адкинса-Либека [2] выполнена оптимизация параметров воздушного винта летательного аппарата, работающего при низких числах Рейнольдса [3]. Особое внимание уделено распределению хорд сечений лопасти и его влиянию на потребный крутящий момент.

Литература:

1. Калашников С.В., Кудрявцева М.М., Митин А.Л. К вопросу о выборе профилировки воздушного винта, работающего при низких числах Рейнольдса – Материалы XXXV Научно-Техническая Конференция по Аэродинамике, пос. Володарского, 2024.
2. Adkins C. N., Liebeck R. H. Design of Optimum Propellers – JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, Vol. 10, No.5, Sept.-Oct. 1994.
3. Monk J. S. A propeller design and analysis capability evaluation for high altitude application – Johannesburg, 2010

МЕТОДЫ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ОТРЫВНОЕ ДОЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ КРЫЛА

О.М. Карякин, А.Г. Наливайко, М.В. Устинов, Я.Ш. Флакман (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Рассматриваются методы воздействия на обтекание прямоугольного крыла с помощью мини-актуаторов, представленных в [1–3]: актуатора на основе синтетических струй, микрорельефа (микро вихрегенераторов) и электромеханического актуатора. Исследования проводились на модели прямоугольного крыла, размахом 600 мм и хордой 300 мм ограниченного двумя концевыми аэродинамическими шайбами диаметром 600 мм.

Актуатор синтетических струй [1] состоял из расположенных в два ряда генераторов струй нулевого расхода с тремя отверстиями отсоса-выдува на верхней поверхности крыла. Рабочая частота генераторов была 2.8 кГц с амплитудой питающего напряжения, характеризующего скорость выдува струй, 100 В. Экспериментальные исследования проводились при скорости набегающего потока 15–30 м/с и показали, что актуатор синтетических струй, находясь внутри отрывной зоны, разрушает в ней крупномасштабные вихри и, как следствие, уменьшает ее размеры (см. рис. 1а). С ростом скорости потока эффективность актуатора снижается.

Микрорельеф поверхности [2] представлял собой распределенные по поверхности крыла зигзагообразные полосы толщиной до 0.5 мм (см. рис. 1б). Образующиеся на нем продольные вихри эффективно воздействуют на локальные отрывы. Было получено, что наиболее эффективный микрорельеф расположен на передней кромке крыла для устранения отрывного пузыря, который сильно влияет на глобальный отрыв. Воздействие на аэродинамические характеристики крыла наблюдалось во всем диапазоне рассматриваемых скоростей (15–50 м/с).

Электромеханический актуатор [3] совмещал отсос пограничного слоя с тангенциальным выдувом струи, которые осуществлялись с помощью одного общего миниатюрного компрессора. Заторможенный пограничный слой на поверхности крыла сначала отсасывался, а затем замещался выдуваемой струей, что позволило задержать срыв потока на крыле и увеличить критический угол атаки (см. рис. 1в) при скорости набегающего потока 15–30 м/с. Эффективность актуатора снижалась с ростом скорости набегающего потока.

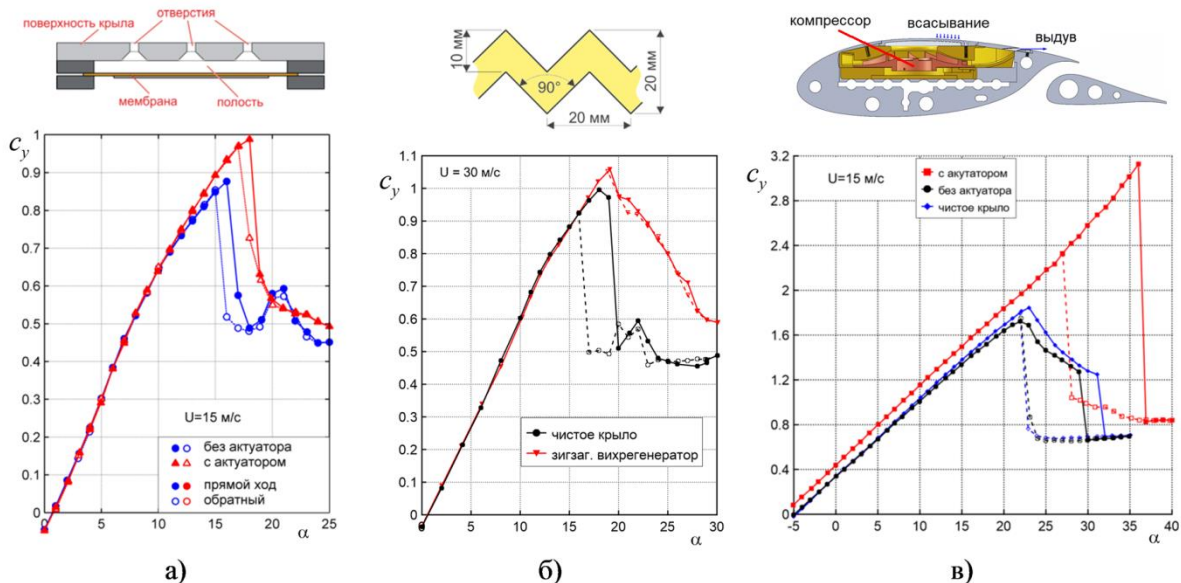


Рис. 1. Схематичное изображение устройства и результаты его воздействия на обтекание крыла для (а) актуатора синтетических струй, (б) зигзагообразного микро вихрегенератора, (в) электромеханического актуатора

Литература:

- О.М. Карякин, А.Г. Наливайко, Н.В. Ростов, М.В. Устинов, Я.Ш. Флакман. Управляющее воздействие синтетических струй на обтекание прямоугольного крыла при скоростях, близких к взлетно-посадочным // Ученые записки ЦАГИ. – 2019. – Т. L, № 6, С. 3–16.
- М.Е. Бондарев, О.М. Карякин, А.Г. Наливайко, М.В. Устинов, Я.Ш. Флакман. Воздействие микрорельефа поверхности на аэродинамические характеристики прямоугольного крыла // Материалы XXXI научно-технической конференции по аэродинамике. – ЦАГИ.– 2020, С.51-52.
- И.А. Казаков, О.М. Карякин, А.Г. Наливайко, М.В. Устинов, Я.Ш. Флакман. Управление отрывным обтеканием крыла с помощью электромеханических актуаторов // Ученые записки ЦАГИ. – 2025. – Т. LVI, № 2, С. 31–45.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЯГОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОСЕСИММЕТРИЧНОГО СУЖИВАЮЩЕГОСЯ-РАСШИРЯЮЩЕГОСЯ СОПЛА С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ ПОД ПАРАМЕТРЫ СПС

С.А. Колесникова, А.В. Шенкин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Возможность создания нового поколения сверхзвуковых пассажирских самолётов (СПС) тесно связана с решением проблем воздействия этих летательных аппаратов на окружающую среду. Принимая во внимание тенденцию к ужесточению требований к акустическим характеристикам СПС, в настоящее время рассматривается комплексный подход к снижению шума на местности, заключающийся в экранировании силовой установки элементами планера ЛА в сочетании со снижением скорости истечения реактивных струй двигателей за счёт применения ТРДД умеренной степени двухконтурности $m \approx 2 \div 3$. Наряду с интегральными компоновками, также рассматриваются варианты установки двигателей в отдельных мотогондолах и их оснащение осесимметричными соплами с центральным телом.

Основная цель настоящей работы заключалась в формировании схемы полноценно регулируемого осесимметричного сопла с центральным телом и в выборе его геометрических параметров, обеспечивающих высокие тяговые характеристики силовой установки СПС на максимально продолжительных крейсерских сверхзвуковых режимах полёта и расчётную скорость истечения реактивной струи на взлётно-посадочных режимах. Осесимметричное сопло с центральным телом применялось в составе силовой установки СПС первого поколения Ту-144. Регулирование геометрии сопла в зависимости от режима работы двигателя осуществлялось за счёт продольного перемещения центрального тела. Основным преимуществом схемы сопла типа Ту-144 является отсутствие створчатых элементов конструкции, что позволяет избежать утечек и, соответственно, дополнительных потерь тяги, а также снизить массу конструкции силовой установки. Однако опыт расчётных исследований аналогичных выходных устройств показывает, что такой способ регулирования существенно затрудняет обеспечение расчётного режима истечения струи на взлётно-посадочных режимах. Так, при числе $M_\infty \approx 0.3$ даже при докритических значениях $\pi_{cr} \approx 1.7 \div 1.8$ может происходить перерасширение потока до сверхзвуковых чисел Маха $M_{max} \sim 1.6$ с последующим торможением в системе скачков уплотнения. Такая структура течения может приводить к высокому уровню шума реактивной струи, предельно допустимые значения которого регламентируются ИКАО. Кроме того, в промежуточных положениях между взлётной и крейсерской конфигурациями площадь критического сечения сопла может изменяться немонотонно. По этим причинам была предложена схема осесимметричного выходного устройства с центральным телом и регулируемым венцом створок сверхзвуковой части сопла, позволяющим более точно подстраивать геометрию сопла к режиму работы двигателя.

Выбор рациональных геометрических параметров сопла проведен для максимально продолжительного крейсерского режима полёта с числом $M_\infty = 1.8$. При этом необходимым условием являлось обеспечение примерно расчётного истечения реактивной струи на взлётном режиме и сохранение достаточного объёма пространства между образующими проточной части сопла и наружными обводами мотогондолы для размещения приводов управления створками сопла.

По данным предварительных расчётов на максимально продолжительном крейсерском режиме полёта с числом $M_\infty = 1.8$ потери эффективной тяги суживающегося-расширяющегося сопла с центральным телом и сопла типа Ту-144 примерно одинаковы и составляют $2.1 \div 2.2\%$ идеальной тяги сопла. Потери эффективной тяги суживающегося-расширяющегося сопла без центрального тела, полученные в результате многокритериальной оптимизации в рамках поисковых работ по тематике СПС, на этом режиме примерно равны 1.8% идеальной тяги сопла.

В дозвуковом диапазоне чисел Маха $M_\infty = 0.3 \div 0.9$ регулирование сверхзвуковой части сопла позволяет снизить потери по сравнению с соплом типа Ту-144 в среднем на 1.5% идеальной тяги сопла. На взлётно-посадочных режимах при числе $M_\infty = 0.3$ регулирование сверхзвуковой части сопла позволяет обеспечить близкую к расчётной скорость истечения реактивной струи двигателя, что способствует достижению требуемого уровня акустических характеристик СПС.

Для оценки целесообразности применения предложенной схемы осесимметричного суживающегося-расширяющегося сопла с центральным телом в составе силовой установки СПС необходимо исследование акустических характеристик сопла в компоновке на ЛА. Также

целесообразно рассмотреть возможность перехода к схеме осесимметричного секторного сопла с центральным телом, которая позволит сформировать гофрированную реактивную струю двигателя и обеспечить дополнительное снижение уровня шума на местности.

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПО ВЫБОРУ ОБВОДОВ КАНАЛА ПРОДУВА МОТООТСЕКА СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЁТА

Н.Г. Колток, С.В. Матяш, С.В. Михайлов, Е.В. Новгородцев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Известно, что задача, связанная со снижением аэродинамического сопротивления, является одной из ключевых при проектировании перспективных сверхзвуковых гражданских самолётов (СГС). Также известно, что значительный вклад в величину сопротивления самолёта могут вносить проточные каналы, выполненные во внутреннем пространстве самолёта и предназначенные для вентиляции подкапотного пространства самолёта, а также охлаждения агрегатов двигателя. В настоящей работе определено сопротивление канала продува мотоотсека, предназначенного для вентиляции подкапотного пространства перспективного СГС, а также предложен вариант канала продува мотоотсека со сниженным сопротивлением.

Формирование геометрических обводов канала продува мотоотсека со сниженным сопротивлением выполнено в три этапа. Сначала для определения физических закономерностей и особенностей течения в канале продува мотоотсека проведены предварительные методические расчёты с использованием упрощённых моделей, имитирующих данное течение. Данные расчёты проведены с использованием вычислительного модуля ZOOM [1], входящего в состав пакета прикладных программ для решения задач аэродинамики и газодинамики EWT TsAGI [2]. Далее с учётом рекомендаций, сделанных на основе результатов предварительных расчётов, был сформирован модифицированный вариант канала продува мотоотсека перспективного СГС. В модифицированном варианте суммарные площади входного и выходного сечений уменьшены на 33% и 43% (по сравнению с исходным вариантом), соответственно, а также была уменьшена кривизна его стенок. Затем обтекание и характеристики исходного и модифицированного вариантов были определены на основе численного интегрирования системы осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с моделью турбулентности SST[3].

В результате проведенных расчётов установлено, что при числе Маха, соответствующем крейсерскому полёту перспективного СГС, в модифицированном варианте канала продува мотоотсека обеспечено снижение расхода воздуха на 33% и снижение сопротивления на 40% по сравнению с исходным вариантом данного канала. Таким образом, применение модифицированного варианта канала продува мотоотсека позволяет ожидать снижение сопротивления перспективного СГС при крейсерском режиме полёта на величину около 2.5%.

Литература:

1. Михайлов С. Расчетный модуль ZOOM-FV пакета EWT-ЦАГИ на неструктурированной сетке // Труды ЦАГИ. — 2022. — № 2810. — С. 17—33.
2. Босняков С. Концепция программного продукта EWT-ЦАГИ и основные этапы ее развития // Труды ЦАГИ. — 2007. — № 2671. — С. 3—19.
3. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // Turbulence Heat and Mass Transfer. 2003. Vol. 4. pp. 625–632.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕТОДОМ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ УГЛОВ АТАКИ ВЛИЯНИЯ УГЛА УСТАНОВКИ МОДЕЛИ ПОДВЕСНОГО ГРУЗА ОТНОСИТЕЛЬНО МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ ГРУЗА В УСЛОВИЯХ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ С МОДЕЛЬЮ ЛА

*А.И. Кольнер¹, С.И. Кусакин², С.В. Носков¹, А.И. Шканаев²
(¹«ОКБ Сухого», г.Москва, ²ФАУ «ЦАГИ», г.Жуковский)*

Для моделирования отделения подвесных грузов (ПГ) от летательных аппаратов (ЛА) проводятся испытания в аэродинамических трубах (АДТ) моделей ПГ на автоматизированных стендах, обеспечивающих изменение положения модели ПГ относительно модели ЛА и тем самым исследование влияния линейных и угловых координат модели ПГ на аэродинамические характеристики (АДХ) модели ПГ в условиях интерференции с моделью ЛА. Одним из параметров, характеризующих положение модели ПГ относительно модели ЛА, является угол φ_α между продольной осью модели ПГ и горизонтальной плоскостью модели ЛА. Для исследования

влияния этого параметра на АДХ модели ПГ проводятся испытания при нескольких значениях угла φ_α , что приводит к увеличению количества и стоимости испытаний.

В докладе представлены результаты исследований, проведенных на основе экспериментальных данных, полученных в АДТ ЦАГИ Т-109 и Т-128 для нескольких моделей ПГ при числах $M=0.8, 1.3, 1.7$, для оценки возможности приближенного определения с помощью метода эквивалентных углов влияния угла установки модели ПГ φ_α на исследуемые АДХ по данным, полученным для одного «опорного» значения угла $\varphi_{\alpha \text{ оп}}$. Эквивалентный угол атаки определяется как угол атаки, при котором коэффициент c_y модели ПГ в изолированном состоянии $c_{y \text{ из}}$ равен коэффициенту c_y модели ПГ в присутствии модели ЛА: $\alpha_{\text{экв}} = c_{y \text{ из}}^{-1}(c_y)$, где $c_{y \text{ из}}^{-1}(c_y)$ – обратная функция $c_{y \text{ из}}(\alpha_{\text{экв}})$. Коэффициент момента тангажа определяется по формуле $m_z = -c_{y \text{ из}}(\alpha_{\text{экв}}) \cdot (\bar{x}_d - \bar{x}_{\text{ц.м.}})$, где $\bar{x}_d$ – относительная координата центра давления модели ПГ в условиях интерференции с моделью ЛА при $\varphi_{\alpha \text{ оп}}$, $\bar{x}_{\text{ц.м.}}$ – относительная координата центра масс модели ПГ.

На рисунках 1, 2 представлены результаты расчетов методом эквивалентных углов атаки при различных углах $\varphi_\alpha = -16^\circ \div -4^\circ$ ($\varphi_{\alpha \text{ оп}} = -3^\circ$) коэффициентов c_y и m_z модели ПГ, расположенной на расстоянии от начального положения по вертикали $\bar{y} = \bar{y}/d = 14$ под фюзеляжем модели ЛА, установленной под углами атаки $\alpha = 0, 8^\circ$, где d – диаметр миделевого сечения корпуса модели ПГ. Для данного положения модели ПГ расчет находится в хорошем соответствии с экспериментом при $\varphi_\alpha = -12^\circ \div -4^\circ$ (при определении c_y) и при $\varphi_\alpha = -8^\circ \div -4^\circ$ (при определении m_z).

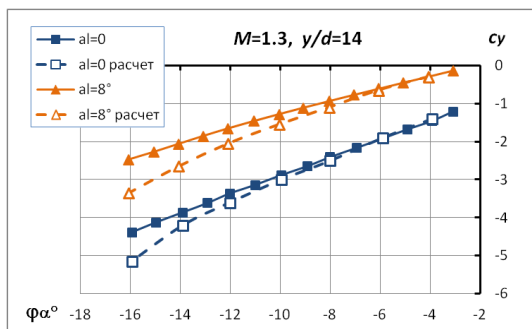


Рис. 1

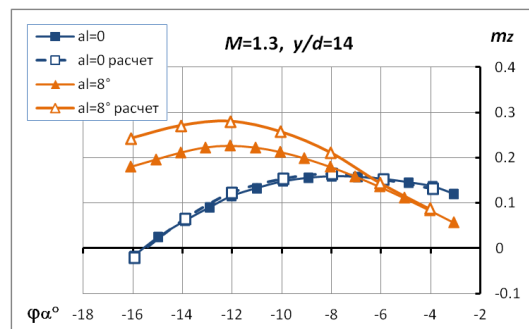


Рис. 2

Влияние положения модели ПГ на соответствие между расчетом и экспериментом показано на рисунках 3, 4, где представлены экспериментальные данные при $\varphi_{\alpha \text{ оп}} = -4.4^\circ$ и сравнение расчета и эксперимента при $\varphi_\alpha = -9.4^\circ$. Видно, что при $\bar{y} < 10$ (при определении c_y) и при $\bar{y} < 12$ (при определении m_z) отличие расчета с экспериментом становится значительным, что обусловлено ростом неоднородности потока и аэродинамической интерференции моделей ПГ и ЛА.

Представленные результаты необходимо учитывать при проведении приближенных оценок влияния параметра φ_α на АДХ модели ПГ в условиях аэродинамической интерференции с моделью ЛА и при подготовке программ экспериментальных исследований в АДТ.

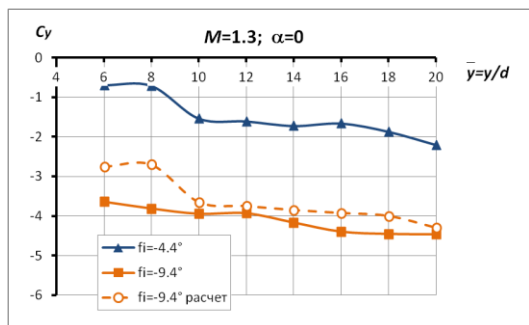


Рис. 3

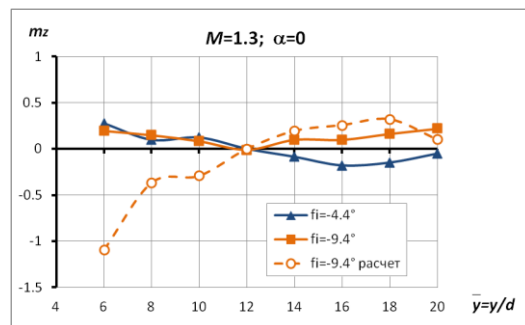


Рис. 4

МОДЕЛИРОВАНИЕ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ ВЛИЯНИЯ НЕОДНОРОДНОСТИ ТЕМПЕРАТУРЫ И ПЛОТНОСТИ АТМОСФЕРЫ НА БЛИЖНЕЕ ПОЛЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И НА ГРОМКОСТЬ ЗВУКОВОГО УДАРА НА ЗЕМЛЕ

С.И. Коновалов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Моделирование влияния в аэродинамической трубе (АДТ), меняющихся по времени, температуры и плотности, на давление в ближнем поле летательного аппарата (ЛА) осуществляется путем подвода тепловой мощности (тепла или холода) с заданным законом изменения по времени с помощью подачи газа с температурой, отличающейся от установившейся при работе АДТ, либо с использованием подогревателя в форкамеру или дозвуковую часть сверхзвукового сопла;

- измеряют вертикальные силы, действующие на модель, оснащенную внутримодельными весами, как стационарные (без подвода тепловой мощности) $Y_{ст}$, так и нестационарные при подводе тепловой мощности с изменением температуры и плотности $Y_{Tr}(t)$;

- измеряют давление в ближнем поле модели $R_{бпрT}(x,y_0,z,t)$, а после деления на $q_{ст}$ – стационарный скоростной напор в АДТ, получают $с_{рбпрT}(x,y_0,z,t)$ – коэффициент давления в ближнем поле модели;

- контролируют изменение плотности $\rho(t)$ и температуры $T(t)$ газа по времени в рабочей части АДТ и на высоте полета ЛА $\rho_{ЛА}(t_{ЛА})$ и $T_{ЛА}(t_{ЛА})$ на основании данных измерения, изменяющейся по времени, вертикальной силы, действующей на модель ЛА $Y_{Tr}(t)$ при подводе тепловой мощности, а также стационарной подъемной силы, действующей на модель, $Y_{ст}$ и ее производной по числу М $Y_{стM}$ с использованием выражений (1-3) для зависимостей от времени безразмерных (индекс – б) плотности $\rho_b(t)$ и температуры $T_b(t)$. Для этого умножают $\rho_b(t)$ и $T_b(t)$ на температуру и плотность, соответственно, в рабочей части АДТ и на высоте полета ЛА.

$$T_b(t) = 1 - c_{убTrM}(t), \quad (1)$$

$$\rho_b(t) = 1 / T_b(t), \quad (2)$$

$$c_{убTrM}(t) = (c_{убTr}(t) - 1) / (c_{уб}^M M/2 + 1), \text{ где} \quad (3)$$

$c_{убTr}(t)$ – безразмерный коэффициент изменения коэффициента подъемной силы при изменении температуры и плотности, получаемый делением $с_{уTr}(t)$ на $с_{уст}$;

$с_{убM}$ – безразмерный коэффициент производной коэффициента подъемной силы по числу М, получаемый делением $с_{уM}$ на $с_{уст}$;

- по $с_{рбпрT}(x,y_0,z,t)$ – коэффициенту давления в ближнем поле модели получают $с_{рбпрTЛА}(x_{ЛА},y_{0ЛА},z_{ЛА},t_{ЛА})$, заменяя координаты и время модели на координаты и время ЛА $x_{ЛА},y_{0ЛА},z_{ЛА}$, и $t_{ЛА}$ с масштабом $L_{ЛА}/L$ ($L_{ЛА}$ – длина ЛА, L – длина модели), а после умножения на $q_{стЛА}$ – стационарный скоростной напор на высоте полета ЛА получают $R_{бпрTЛА}(x_{ЛА},y_{0ЛА},z_{ЛА},t_{ЛА})$ на высоте полета ЛА;

- по известному изменению по времени давления в ближнем поле летательного аппарата на высоте полета ЛА определяют зависящую от времени, неоднородности плотности $\rho_{ЛА}(t_{ЛА})$ и температуры $T_{ЛА}(t_{ЛА})$ громкость звукового удара на земле $L_{XTr}(t_{ЛА})$, зависимость от времени превышения, заданного $L_{Xзад}$ стационарного уровня громкости.

По результатам расчета СПС при $M=1.8$ и угле атаки 3° получаем, что вклад изменения числа М в общее изменение $Y_{Tr}(t)$ (член $с_{убM} M/2$ из выражения(3)) составляет 6.5%. Используем СКО для числа М 0.018 (1%) [1] (амплитуда $\Delta T_{ЛА} = 2\%$, т.е. 4.2°) и угла атаки 0.15° [1] при учете неопределенности параметров при расчете ближнего поля давлений ЛА [1]. Тогда понижение температуры $\Delta T_{ЛА}(t_{ЛА})$ по закону $(1-\cos)$ на расстоянии 60–1200 м, а, соответственно, плотность $\Delta \rho_{ЛА}(t_{ЛА})$ и перегрузка меняются до 2.0 % ($\Delta n_y(t_{ЛА})$ до 0.02), тогда громкость звукового удара может увеличиться до 0.5 дБ [2]. Изменение угла атаки $\Delta \alpha(t_{ЛА})$ по закону $(1-\cos)$ с амплитудой 0.15° приводит к $\Delta n_y(t_{ЛА})$ до 0.05 и увеличивает громкость [2] до 1.25 дБ. В сумме $\Delta \rho_{ЛА}(t_{ЛА})$ и $\Delta \alpha(t_{ЛА})$ увеличивают громкость до 1.75 дБ.

Литература:

1. Lazzara, D.S., Magee, T., Shen, H., and Mabe, J.H. Off-Design Sonic Boom Performance for Low-Boom Aircraft // AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California, 7-11 January 2019. doi: 10.2514/6.2019-0606.
2. Коновалов С.И. Моделирование и учет влияния неоднородности атмосферы на высоте полета летательного аппарата на громкость звукового удара // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. LIV. №4. С.36-50.

ОБ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВАХ РАЗГРУЗКИ РУЛЕВОГО ВИНТА ОДНОВИНТОВОГО ЛЁГКОГО ВЕРТОЛЁТА

И.К. Конюхов (АО «НЦВ Миль и Камов», р.п. Томилино)

В процессе модернизации винтокрылых летательных аппаратов одновинтовой схемы нередко требуется увеличить запасы путевого управления на режиме висения, не переделывая технически сложные агрегаты: трансмиссию и рулевой винт (РВ). Обычно для этого используется щиток (гребень), установленный на хвостовой балке поперёк потока от несущего винта (НВ): он повышает давление на правой стороне балки, за счёт чего создаёт боковую силу, разгружающую рулевой винт. На зарубежных вертолётах также применяются накладки-обтекатели – необходимую силу создаёт разрежение по левую сторону балки, полученное за счёт разгона потока от НВ. В данной работе рассмотрено оба типа вспомогательных устройств применительно к лёгкому вертолёту с хвостовой балкой круглого сечения и тянущимся поверху гаргротом.

Высота щитков и поперечное сечение накладок-обтекателей выбраны по результатам предварительных расчётов конечно-объёмными методами вычислительной гидродинамики в квазидвумерной постановке. Выбранные варианты (два щитка разной длины и четыре варианта накладок) исследованы в трёхмерной постановке на модели фюзеляжа. Поток от несущего винта симитирован диском с заданным распределением компонент индуктивной скорости, также имитировалась выхлопная струя от двигателя. Моделировалось висение как в безветренную погоду, так и при боковом ветре, а также горизонтальный полёт с крейсерской скоростью.

Все рассмотренные варианты показали высокую эффективность, существенно снижая нагрузку на РВ. Накладки, спереди плавно сопряжённые с фюзеляжем, а сзади заканчивающиеся в сечении примерно 90% радиуса НВ, при боковом ветре не только компенсируют «флюгерный» момент от киля, но и создают «помогающий» момент по курсу. Их применение уменьшает требуемую тягу РВ на 4...8%. Снижение расхода мощности на РВ создаёт предпосылки для улучшения характеристик вертолёта на висении. Потери тяги НВ на аэродинамических накладках меньше, чем на щитках, на ряде полётных режимов они обеспечивают дополнительную подъёмную силу, превышающую их собственный вес. Дополнительное сопротивление накладок в горизонтальном полёте также ниже, чем у щитков, а на положительных углах атаки лобовое сопротивление фюзеляжа вертолёта с накладками меньше, нежели без них. Таким образом, с аэродинамической точки зрения оптимальным вариантом повышения запаса тяги РВ лёгкого вертолёта является установленная с левой стороны балки накладка с сечением, близким по форме к носку крыльевого профиля.

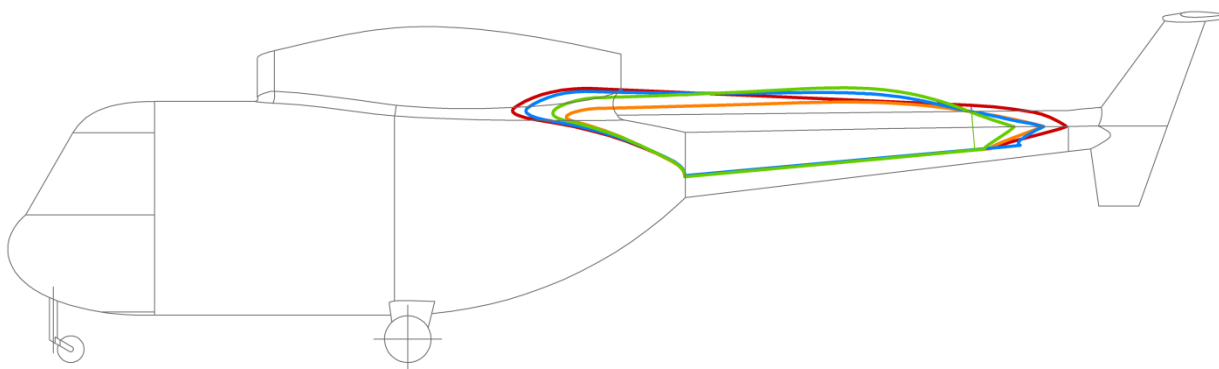


Рис. 1. Рассмотренные формы аэродинамических накладок

Литература:

1. Дудник В. В. Повышение эффективности путевого управления одновинтовых вертолётов при выполнении авиационных работ // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. №163. С. 184-190.
2. Устройство дополнительной компенсации реактивного момента несущего винта одновинтового вертолёта: пат. 2281227 Рос. Федерация. № 2005108447/11; заявл. 28.03.2005; опубл. 10.08.2006 бюл. №22
3. Morant B. FastFin by BLR: making aerial work a breeze. URL: airbus.com/en/newsroom/stories/2020-01-fastfin-by-blr-making-aerial-work-a-breeze (дата обращения 21.9.2025)
4. Brouke J. Taming the Squirrel. URL: verticalmag.com/features/taming-the-squirrel/ (опубликовано 2.3.2017)
5. Ezerta A., Can B., Güngör O., Ortakaya Y. CFD Based Aerodynamic Design of Helicopter Tail Boom for Hover and Sideward Flight Performance Enhancement // Vertical Flight Society's 75th Annual Forum & Technology Display, Philadelphia, PA, USA, May 13-16, 2019.
6. FastFin® for UH-60 URL: blraerospace.com/products/fastfin-for-uh60 (дата обращения 21.9.2025)

ОПЫТ ПРОВЕДЕНИЯ ЦИФРОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ОПЕРАТИВНО-ТАКТИЧЕСКОЙ АВИАЦИИ

А.В. Корнев (ПАО «ОАК» - ОТА, г. Москва)

За последние десятилетия в отечественном авиастроении произошли значительные изменения, связанные с процессами проектирования и разработки новой авиационной техники. Одним из ключевых компонентов данного процесса стал переход к новой технологии проектирования, основанной на всеобъемлющем использовании современных средств вычислительной техники и кардинального увеличения объема методов математического, имитационного и суперкомпьютерного моделирования.

Внедрение отечественных методов моделирования позволяет существенно сократить сроки и стоимость разработки изделий, а невозможность проведения в ряде случаев натурных испытаний в необходимом объеме, делает такой подход еще привлекательнее. В этих условиях, суперкомпьютерные технологии, по существу, становятся одним из важнейших компонентов процесса проектирования наукоемких изделий авиационной техники, обеспечивающим по сравнению с экспериментом формирование рациональной конструкции при меньших затратах времени и средств.

В ПАО «ОАК» - ОТА на стадии промышленной эксплуатации находятся высокоточные методы трехмерного моделирования на базе ПП Логос, позволяющие решать широкий спектр прикладных задач, в том числе – проводить цифровые испытания.

В докладе представлены результаты работ, которые были выполнены при поддержке Правительства РФ, по разработке программных средств проведения цифровых испытаний авиационной техники.

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ СНИЖЕНИЯ УРОВНЕЙ ШУМА ПУТЁМ ЭКРАНИРОВАНИЯ ИСТОЧНИКОВ

А.Н. Котов (ФАН «ЦАГИ», г. Москва)

В ряде случаев шумное оборудование (силовые узлы, системы жизнеобеспечения) нельзя вынести за пределы объема жилого отсека летательного аппарата, из-за чего встаёт вопрос оценки и снижения уровней шума от такого оборудования. Особенно актуальным становится этот вопрос, когда состав установленного оборудования уже утверждён исполнителем, а шум от этого оборудования превышает допустимые уровни и доставляет сильный дискомфорт экипажу, особенно в ночное время.

Поскольку состав шумного оборудования был обширным, отличались и применяемые стратегии по снижению уровней шума. В первую очередь все экземпляры оборудования исследовались в подглушенной камере: измерялись спектры шума, диаграммы направленности и уровни вибрации корпуса приборов. Для приборов с вентиляторами отдельно измерялся шум от корпуса работающего прибора и шум из его вентиляционных отверстий, чтобы точнее идентифицировать и локализовать источник шума.

Для уточнённой оценки уровней шума в отсеке также был проведён анализ экспериментальных данных для получения углов максимального излучения звуковой энергии в частотных полосах, это направление сравнивалось с геометрией акустического объема отсека и с расположением членов экипажа.

Было установлено, что без проведения дополнительных мероприятий по снижению уровня шума наблюдается превышение звукового воздействия над нормативными значениями для длительного полёта как в точках работы, так и в местах отдыха. Максимум спектральной плотности воздействия также приходится на область средних частот.

Испытанный экземпляр нагнетателя на штатных оборотах создаёт на расстоянии 1 метр уровни звукового давления, соответствующие 78 дБА с закрытыми патрубками и 82 дБА с открытыми патрубками. Эти данные подтверждают, что шум корпуса и шум от открытых патрубков примерно сопоставимы по интенсивности, в связи с чем нужно глушить и воздушный шум, и структурный. При снижении оборотов нагнетателя вдвое (до 3000 об/мин) гул роторов становится более низким, уровень шума снижается примерно на 5 дБ, а по взвешенной шкале на 9.5 дБА за счёт уменьшенного веса низких частот при взвешивании шума кривой «А».

Затем зависимости от спектрального состава для снижения уровней шума в отсеке до допустимых значений предлагались и испытывались следующие решения:

- запускать часть вентиляторов эпизодически при необходимости;
- снижать обороты вентиляторов общей циркуляции во время отдыха;

- переместить блок вентиляторов и роторные компрессоры подальше от зоны отдыха;
- вынести нагнетатель за пределы отсека;
- экранировать блок вентиляторов от рабочего объема плоской пластиной или сегментом сферы из стеклопластика толщиной не менее 0,8 мм;
- изготовить металлический (сталь или дюралюминий) короб хотя бы для одного из роторных компрессоров (рабочего);
- звукоизолировать и демпфировать внутренний объем короба поролоном либо его негорючим (фторлон, мелатон) аналогом;
- изготовить виброзащитные демпфирующие подвесы отдельно для этого компрессора и отдельно для его короба для уменьшения структурного шума.

Указанные мероприятия, по сделанным в подглушенной камере экспериментальным оценкам, помогут снизить уровень шума в отсеке на 12-15 дБА до уровней, приемлемых для длительного нахождения экипажа.

АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК Λ - КРЫЛА, ПОСТРОЕННОГО НА ОСНОВЕ ПЛОСКОГО СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ И ТЕЧЕНИЯ РАСШИРЕНИЯ

А.Н. Кравцов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Метод конструирования трехмерных несущих тел для больших сверхзвуковых скоростей полета был впервые предложен Нонвейлером. Такие формы, получившие название волнолетов или Λ - крыльев, имеют наветренную сторону, опирающуюся передними кромками на головной скачок уплотнения и подветренную сторону, соответствующую поверхностям тока невозмущенного течения. Волнолеты принадлежат к типу интегральных аэродинамических конфигураций, в которых средства создания объема и подъемной силы тесно связаны между собой. Поверхности Λ - крыльев можно создавать различными способами, все зависит от трубки тока, формирующей крыло. Развитие данного направления привело к возникновению так называемого газодинамического конструирования, основанного фактически на решении обратных задач газовой динамики для построения интегральных аэродинамических конфигураций.

В работе рассматривается трехмерная аэродинамическая конфигурация, построенная на основе плоского скачка уплотнения и течения расширения. Построено Λ - крыло, передняя часть которого представляет собой классический вариант волнолета, опирающегося на плоский скачок уплотнения от двумерного клина (крыло Нонвейлера), к которому примыкает поверхность расширения Флауера, построенная на известном течении разрежения Прандтля–Майера (простая волна). Полученная трехмерная аэродинамическая конфигурация представляет собой Λ - крыло с изломом как продольного, так и поперечного контура. В дополнение к аналитическому заданию распределения давления по поверхности Λ - крыла, получено аналитическое задание поверхности рассматриваемой аэродинамической конфигурации. Дано аналитическое решение для аэродинамических характеристик Λ - крыла, построенного на основе плоского скачка уплотнения и течения расширения. Проведено сравнение точного решения для сопротивления треугольных крыльев с ромбовидным профилем с линейной теорией.

ПОДХОДЫ К РЕАЛИЗАЦИИ ТЕОРЕТИЧЕСКИ ЗАДАННОГО ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА И ЕЕ КИНЕМАТИКИ

А.В. Крекнин, Е.А. Пигусов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Формирование геометрии взлетно-посадочной механизации крыла является сложной многоитерационной задачей проектирования. Исходными данными для создания трехмерной геометрической модели, описывающей обводы крыла с взлетно-посадочной механизацией, являются: теоретические обводы крыла без механизации, конструктивные ограничения (например, положения лонжеронов крыла, размах и хорда механизации), а также опорные сечения с рациональным положением элементов механизации для режимов взлета и посадки. Естественно, при формировании трехмерной модели механизации накладываются ограничения, связанные с обеспечением рационального положения элементов механизации относительно основной части крыла с учетом крутки и «V»-образности и соответственно обеспечением кинематики уборки/выпуска механизации.

В работе представлены подходы к реализации теоретически заданного пространственного положения взлетно-посадочной механизации крыла и ее кинематики уборки/ выпуска позволяющие существенно повысить скорость проектирования, максимально приблизиться к расчетным параметрам аэродинамического проектирования и отбросить нереализуемые на практике решения.

ПОРТАЛ ДЛЯ ОЦЕНКИ ГОТОВНОСТИ ПРОИЗВОДСТВА И ТЕХНОЛОГИЙ С ВЕБ-ИНТЕРФЕЙСОМ И БАНКОМ ДАННЫХ

В.С. Криворученко, О.С. Никитин, Г.Г. Онуфриева, А.В. Шмельков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Комплексные проекты создания сложных технических систем в области гражданского авиастроения реализуются в совместной деятельности специалистов разного профиля на разных этапах жизненных циклов. Состояние технологий по мере движения от научных исследований, опытно-конструкторских разработок и демонстраторов до промышленного производства и массового использования в реальных условиях принято оценивать и сравнивать по их готовности.

В условиях развития международной кооперации методы оценки готовности технологий создания критических элементов техники и зрелости промышленных технологий их производства были во многом унифицированы. Разработаны модели деятельности, включающие стандарты, нормативные документы, организационные и программные средства поддержки.

В работе [1] были представлены гармонизированные с международными, программные средства оценки - счетчики уровней готовности к промышленному производству (УГП). Они вместе со счетчиками уровней готовности технологий (УГТ) и документацией сопровождения были организованы в виде начальной версии образовательного сайта и представлены в работе [2]. Образовательный сайт был организован, как электронный архив в локальной сети, для начального ознакомления потенциальных участников проектов по оценке готовности.

Реальная организация проектов групповой оценки готовности к производству в сетевой среде требует значительно более мощных средств поддержки. В докладе представлен действующий макет портала для оценки готовности производства и технологий с веб-интерфейсом и банком данных. Назначение макета создание базовых механизмов, для расширения образовательных возможностей, массового тестирования версий счетчиков, обучения пользователей групповой работе в проектах.

Портал для оценки уровней готовности технологий и производства» создан на основе открытых технологий: серверный язык программирования PHP, серверный каркас Laravel, клиентский язык программирования JavaScript, клиентский каркас программирования JQuery.

Для разработки и хранения данных используется открытое программное обеспечение: СУБД PostgreSQL, универсальный графический клиент для работы с базами данных DBaver, программный стек для веб-разработки WAMP, редактор программного кода Visual Studio Code.

Портал использует архитектуру MVC (Model-View-Controller) и модульный принцип организации кода, что повышает скорость разработки и уменьшает затраты на обслуживание.

Веб-интерфейс портала поддерживает два языка (русский и английский) с возможностью переключения между ними.

Функционально портал представляет собой группы личных кабинетов пользователей, которым администраторы Системы и пользователи с расширенными правами доступа могут назначать задания. С помощью персонального личного кабинета можно получить доступ на чтение к архиву обучающих и нормативных документов, организованный в виде дерева каталогов. К каждому личному кабинету в архиве документов привязывается персональный каталог с полными правами доступа. Расчеты уровней готовности технологий и производства выполняются в специальных таблицах Excel, которые нужно сохранять в персональных каталогах архива.

Предусмотрено гибкое разграничение прав доступа по функциям веб-приложения и по возможности работы с каталогами архива документов: с помощью ролевой модели и с помощью персональных правил. Для администраторов – созданием ролевой модели и персональных правил, и настройка с их помощью прав доступа пользователей.

Портал является кроссплатформенным веб-приложением, и может быть развернут на любых серверах. Доступ к portalу пользователя требует подключение к сети и установленного веб-браузера.

Литература:

1. В.С. Криворученко, Г.Г. Онуфриева, А.В. Шмельков "ОЦЕНКА ГОТОВНОСТИ ПРОДУКЦИИ К ПРОМЫШЛЕННОМУ ПРОИЗВОДСТВУ НА РАННИХ ЭТАПАХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ЛА" XXXIV научно-техническая конференции по аэродинамике п.Володарского 29 февраля – 01 марта 2024 г..
2. Е.М. Гуляева, В.С. Криворученко, Г.Г. Онуфриева, А.В.Шмельков «ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЙ САЙТ ДЛЯ ОЦЕНКИ РИСКОВ, УРОВНЕЙ ГОТОВНОСТИ ПРОИЗВОДСТВА И ТЕХНОЛОГИЙ» XXXV научно-техническая конференция по аэродинамике п.Володарского 27 - 28 февраля 2025г.

ОБЪЕДИНЕННЫЙ СЧЕТЧИК УРОВНЕЙ ГОТОВНОСТИ ПРОИЗВОДСТВА И ТЕХНОЛОГИИ

В.С. Криворученко, А.В. Шмельков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский

Важным средством оценки рисков, связанных с созданием критических элементов техники и технологий, являются уровни готовности технологий УГТ (TRL) и, в частности, программные счетчики по их определению. В свою очередь, уровень готовности производства УГП (MRL) – это количественный показатель для оценки зрелости технологии промышленного производства. Оценка MRL позволяет организациям систематически контролировать и совершенствовать свои возможности к производству. Счетчик MRL служит унифицированным инструментом для оценки текущих возможностей и потенциальных рисков, связанных с производством критических элементов техники. Адаптированная версия счетчика MRL/УГП для ГОСТ 58048-2017 была представлена ранее в [1].

Проектные решения, используют подробные критерии для каждого уровня MRL, чтобы привести стратегические цели в соответствие с производственными практиками, тем самым повышая операционную эффективность и ускоряя разработку продуктов. Регулярная оценка MRL в сочетании с оценкой TRL позволяет организациям поддерживать высокие стандарты качества и следить за внедрением инновации на протяжении всего жизненного цикла продукта. Принципиально важно, что в сложившейся мировой практике эти показатели используются согласованно.

Анализ этих методик и программного обеспечения, позволил объединить оба калькулятора в единый инструмент на базе счетчика УГП и создать поле совместного контроля за промышленным внедрением инноваций - счетчик уровней готовности производства и технологий (УГПТ).

Интерфейс объединенного счетчика УГПТ развернут в среде Excel, средствами которого организовано структурированное хранение описаний, атрибутов и вопросов, характеризующих степень как технологической, так и производственной готовности для каждого конкретного уровня развития технологии. В этой же среде разработан ряд программных модулей (макросов VBA), обеспечивающих функционалы пользовательского интерфейса и его различные сервисы.

На вкладке “Руководство пользователя” расположена главная рабочая таблица, обеспечивающая навигацию по всем разделам счетчика. Верхние строки таблицы обеспечивают доступ к контенту УГП, три нижних строки – к контенту УГТ. Столбцы таблицы соответствуют шкалам УГТ/УГП, а строки - производственным категориям (потокам и подпотокам) для УГП и тематическим разделам для УГТ. Ячейки на их пересечении связаны с информационными блоками, в которых хранятся соответствующие выбранному узлу описатели и группы вопросов, ответы на которые определяют, достигнут ли рассматриваемый уровень УГТ/УГП или нет. Пользователь выбирает нужную ячейку, после чего активируется окно, где отображается весь текстовой контент, относящийся к выбранной сущности, в т.ч. и набор соответствующих вопросов. Кнопки на интерфейсе окна позволяют осуществлять различные действия с текстами контента, а также вызвать окно ответов на вопросы (кнопка “Ответить на вопросы”).

На интерфейсе окна ответов на вопросы, пользователь (эксперт) последовательно выбирает из списка очередной вопрос и отвечает на него при помощи кнопок “ДА”, “НЕТ”, “Вопрос НЕ КОРРЕКТЕН”, что будет соответствовать символам 1, 0, -1 на ЧЕК листе. Кроме того, эксперт имеет право оставить какой-либо вопрос без ответа. Здесь же имеется текстовое поле для записи экспертом возможных комментариев по поводу своих действий. Кнопка “Закрыть и сохранить Ответы” завершает процесс – полученные ответы на вопросы и комментарии к ним автоматически сохраняются на вкладке “Опросный лист”, а также отображаются на вкладке “ЧЕК лист”.

Объединение двух счетчиков в общий счетчик УГПТ вместе с ГОСТ 58048-2017 создает единую рабочую среду с общим интерфейсом, предоставляющим, вместе с [2] информацию для контроля соруководителями инновационных проектов готовности к промышленному

производству на каждом этапе разработки. Превышения разницы на 2 единицы в уровнях готовности УГТ и УГП контролируется счетчиком и сигнализирует лицам, принимающим решения, об отрыве разработки от инновационных возможностей производства и связанных с этим рисками уже с ранних стадий проекта.

Литература:

1. В.С. Криворученко, Г.Г. Онуфриева, А.В. Шмельков "ОЦЕНКА ГОТОВНОСТИ ПРОДУКЦИИ К ПРОМЫШЛЕННОМУ ПРОИЗВОДСТВУ НА РАННИХ ЭТАПАХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ЛА" XXXIV научно-техническая конференции по аэродинамике п. Володарского 29 февраля – 01 марта 2024 г..
2. Е.М. Гуляева, В.С. Криворученко, Г.Г. Онуфриева, А.В.Шмельков «ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЙ САЙТ ДЛЯ ОЦЕНКИ РИСКОВ, УРОВНЕЙ ГОТОВНОСТИ ПРОИЗВОДСТВА И ТЕХНОЛОГИЙ» XXXV научно-техническая конференция по аэродинамике п. Володарского 27 - 28 февраля 2025г.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПОЛЯРЫ ЛЕТАЮЩЕГО ДЕМОНСТРАТОРА ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ САМОЛЁТА МАЛОЙ АВИАЦИИ ПУТЁМ СТЕНДОВОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

М.А. Кривчикова, П.Л. Сверканов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

На летающем демонстраторе инновационных технологий самолёта малой авиации [1] полёт возможен с использованием как маршевых двигателей, так и концевых тандемных установок (КТУ) бустерных двигателей. При этом направление вращения винтов в составе КТУ является противоположным по отношению к свободным вихрям (см., например, [2]), сходящим с крыла, и связано со снижением их интенсивности. Таким образом, одной из задач использования КТУ (помимо указанных в работе [1]) является уменьшение индуктивного сопротивления самолёта и, следовательно, повышение его аэродинамического качества.

Поскольку все характеристики самолёта-демонстратора, полученные путём испытаний в аэродинамической трубе, являются функциями многих переменных, то идентификация его поляры при использовании обоих типов двигателей проводилась путём моделирования установившегося горизонтального полёта на пилотажном мини-стенде. До этого были выполнены исследования устойчивости и управляемости самолёта-демонстратора по всем каналам при работе только маршевых двигателей, а также сформированы алгоритмы простейшего автопилота по углам тангажа и крена. Применительно к КТУ ввиду влияния передних винтов на задние основными являются передние двигатели, а задние должны подключаться по мере необходимости.

При каждом заданном значении оборотов (одинаковых с обеих сторон) того или иного типа двигателей (в отдельности) и работе автопилота определялись скорость установившегося горизонтального полёта и потребная тяга, что позволяло получать «эффективные» значения коэффициентов подъёмной силы и лобового сопротивления. Для поляры, определённой таким образом применительно к каждому типу двигателя, проводилась аппроксимация полиномом 2-го порядка, из коэффициентов которого далее получались характерные параметры. Несимметричная поляра определяется следующим известным выражением:

$$c_{xa} = c_{xa \min} + A(c_{ya} - c_{ya*})^2,$$

где:

$c_{xa \min}$ – минимальное значение коэффициента лобового сопротивления;

A – коэффициент отвала поляры;

c_{ya*} – значение коэффициента подъёмной силы, соответствующее $c_{xa \min}$.

Проведённые исследования показали, что:

использование КТУ приводит к смещению поляры вверх на 19,6 % по величине c_{ya*} и к уменьшению коэффициента её отвала в 1,55 раза по сравнению со случаем использования маршевых двигателей; это подтверждает концепцию использования винтов в составе КТУ для снижения индуктивного сопротивления за счёт направления их вращения, которое является противоположным по отношению к свободным вихрям (см. выше);

эффект снижения $c_{xa \min}$ при использовании КТУ по сравнению с маршевыми двигателями является слабым;

при работе только КТУ максимальное аэродинамическое качество повышается на 24 % по сравнению со случаем работы маршевых двигателей, а соответствующее значение коэффициента подъёмной силы находится за пределами установленного диапазона углов атаки.

Исследования показали также, что на рассматриваемом самолёте-демонстраторе после разгона до максимальной скорости при работе всех двигателей следует отключать маршевые (поскольку вблизи этой скорости тяга их винтов становится неположительной) и лететь с использованием только КТУ. Указанное обстоятельство свидетельствует о правильном выборе расчётных скоростей винтов как для маршевых, так и для бустерных двигателей. Именно на этом основана задача демонстрации крейсерского полёта с увеличенной дальностью при компоновке с концевыми маршевыми силовыми установками [1].

Литература:

1. Агуреев П.А., Бондарев А.О., Булатов А.И., Бурдов А.А., Гребёнкин А.С., Евдокимов Ю.Ю., Курчевенко А.А., Реватов М.В., Трифонов И.В., Усов А.В. Проектирование и изготовление демонстратора инновационных технологий самолёта малой авиации для трубных и лётных испытаний. – Материалы XXXIV научно-технической конференции по аэродинамике, пос. Володарского, 29 февраля – 1 марта 2024 г.
2. Аржаников Н.С., Мальцев В.Н. Аэродинамика. – М.: Оборонгиз, 1956.

ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РЕАЛИЗАЦИИ КОНСТРУКЦИИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА С ОВАЛЬНЫМ ФЮЗЕЛЯЖЕМ

М.Е. Крокос, Е.А. Пигусов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Поиск компоновочных решений, направленных на повышение эффективности использования внутреннего объёма фюзеляжа магистрального самолёта в рамках коммерческих перевозок, на протяжении длительного времени остаётся одной из актуальных задач проектирования самолетов. Несмотря на то что в современной практике наиболее распространённым решением является сечение фюзеляжа, близкое к круглому, перспективной альтернативой выступает сечение в форме горизонтального овала.

Применение горизонтального овального сечения позволяет повысить эффективность использования внутреннего объёма фюзеляжа и одновременно снизить площадь миделевого сечения по сравнению с традиционным круглым сечением. Указанное обстоятельство потенциально способствует улучшению аэродинамического совершенства компоновки воздушного судна. Также наличие овального фюзеляжа может приводить к более благоприятному распределению циркуляции по размаху крыла в расчётных случаях нагружения и соответствующему снижению изгибающего момента и массы конструкции крыла. Вместе с тем реализация данной компоновочной схемы сопряжена с рядом конструктивных сложностей, в первую очередь — с обеспечением приемлемых весовых характеристик конструкции. При наддуве овального фюзеляжа избыточным давлением в его оболочке возникают локальные более нагруженные зоны, появление которых обусловлено изменением кривизны обшивки. Кроме того, овальность фюзеляжа вынуждает применять в типовой конструкции шпангоуты, относительная масса которых превышает массу шпангоутов круглого фюзеляжа. Компенсация данного негативного эффекта возможна посредством внедрения новых конструктивно-силовых схем.

В рамках проведённой работы выполнен исторический экскурс в проблематику исследований овального сечения фюзеляжа, показана возможная область его рационального применения, а также систематизированы основные преимущества и недостатки по сравнению с традиционной компоновкой. Представлены результаты расчётно-экспериментальных исследований магистрального самолёта с фюзеляжем, имеющим сечение в виде горизонтального овала. Отдельно рассмотрены особенности поведения аэродинамических характеристик воздушного судна при использовании указанной компоновочной схемы.

ОСОБЕННОСТИ ФОНОВЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ В РАБОЧИХ ЧАСТЯХ СВЕРХЗВУКОВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ

В.А. Лебига, Д.С. Миронов, А.Ю. Пак, (ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск)

Фоновые акустические возмущения в рабочих частях сверхзвуковых аэродинамических труб оказывают значительное воздействие на развитие пограничного слоя на испытываемых моделях, влияя на переход к турбулентному режиму, на отрывные процессы и т.д. Термоанемометрический метод измерения пульсаций потока является единственным, способным дать объективную детальную картину фоновых возмущений в рабочих частях сверхзвуковых аэродинамических труб, непосредственно воздействующих на модель, так как

измерения выполняются в зоне их установки.

В общем случае реакция датчика термоанемометра на звуковую волну описывается уравнением акустической моды, связывающей нормированный выходной сигнал термоанемометра ϑ с пульсациями плотности ρ' и углом падения волны на датчик χ :

$$\vartheta = \langle \rho \rangle \left[\alpha(\gamma - 1)(1 + M \cos \chi) - r \left(1 + \frac{\cos \chi}{M} \right) \right] \quad (1)$$

где M – число Маха, r – отношение чувствительностей датчика к массовому расходу и температуре торможения потока, см., например, [1, 2].

Основным источником акустических возмущений при сверхзвуковых скоростях потока является турбулентный пограничный слой на стенках рабочих частей аэродинамических труб. На Рис. 1 условно показан пограничный слой на стенке рабочей части с профилями средней скорости и интенсивности пульсаций поперек слоя, в котором имеется максимум пульсаций при средней скорости M_* . Всю область течения можно условно разделить на участки.

- I – стенка рабочей части, скорость течения $M=0$, (описано Коважным, [3]);
- II – пристеночный слой, со скоростью течения $M_\infty - M > 1$, $M < M_*$;
- III – слой со скоростью течения $M \approx M_*$, $M_\infty - M_* > 1$, (описано Лауфером, [4]);
- IV – слой со скоростью течения $M_\infty - M > 1$, $M > M_*$;
- V – слой со скоростью течения $M_\infty - M < 1$;
- VI – набегающий поток $M = M_\infty > 1$.

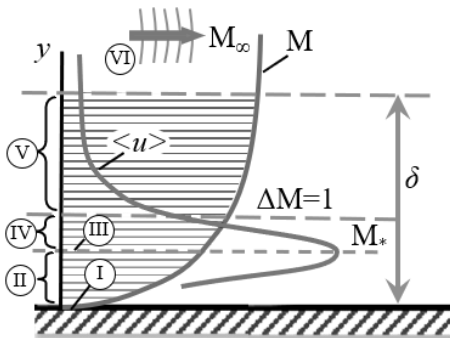


Рис. 1

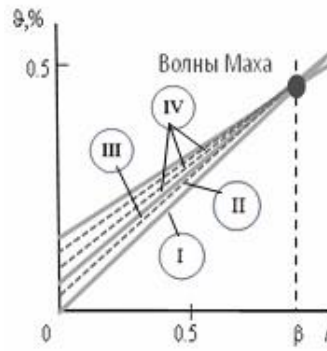


Рис. 2а

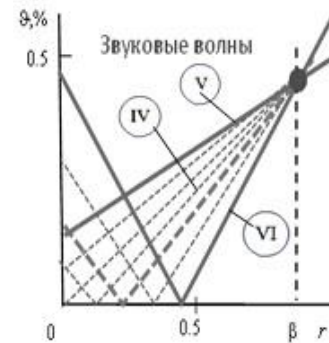


Рис. 2б

Кроме того, на обтекание моделей могут влиять волны, генерируемые источниками пульсаций вверх по потоку в переходном не совсем сформировавшемся турбулентном пограничном слое. В добавок к акустическим волнам от пограничных слоев, звуковые волны могут сноситься потоком из форкамеры при наличии в ней источников звука, что особо важно при умеренных сверхзвуковых скоростях потока из-за относительно большого размера критического сечения сопла. В докладе рассматриваются генерация акустических волн источниками с разными скоростями. показана возможность их идентификации с помощью диаграмм пульсаций, см., например на Рис. 2 для разных источников, вид диаграмм, следующих из уравнения (1), при $M=2$ и интенсивности пульсаций 1%.

Работа выполнена в рамках государственного задания ИТПМ СО РАН, (№ регистрации 124020900037-2)

Литература:

1. В.А. Лебига. Термоанемометрия сжимаемых потоков. Новосибирск. Изд-во НГТУ, 1997. – 81 с.
2. В.А. Лебига, В.Н. Зиновьев, А.Ю. Пак. Термоанемометрия сжимаемых течений. АМ и ГД, 2003, № 4, стр.53-70.
3. L.S.G. Kovasznay. The hot-wire anemometer in supersonic flow. J. Aero Sciences, 1950, vol. 17, no. 9, pp. 565-572.
4. J.Laufer. Aerodynamic Noise in Supersonic Wind Tunnels // J.A.S. –1961. – V.28. –№ 9. – P. 685 – 692.

РАЗРАБОТКА НАЗЕМНОЙ СТАНЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАЮЩЕГО ДЕМОНСТРАТОРА ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

А.В. Левицкий, Д.С. Руденко, А.А. Семашко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Наземная станция управления летающего демонстратора инновационных технологий предназначена для выполнения выездных исследовательских работ, связанных с лабораторными, наземными и летными испытаниями самолета малой авиации. Базовой платформой для транспортировки станции управления к месту проведения испытаний, в условиях перемещения по пересеченной местности и отсутствии твердого дорожного покрытия, был выбран автомобиль с повышенными характеристиками проходимости ГАЗ GAZELLE NEXT. Задача проектирования наземной станции управления сводилась к определению состава технического оборудования, обеспечивающего ее полноценное функционирование при достаточно агрессивных погодных условиях (температуре окружающей среды – от -30°C до $+40^{\circ}\text{C}$, повышенной влажности – до 75% при температуре $+35^{\circ}\text{C}$), а также к компоновке оборудования в ограниченных объемах внутреннего пространства автомобиля.

В перечень комплектующих наземной станции входят:

- Наземная станция связи;
- Информационно-вычислительная станция;
- Выносной пульт управления;
- Стационарный и переносной автономные источники питания;
- Зарядная станция;
- Система оптического наблюдения;
- Мобильная метеорологическая станция;
- Набор инструментов и расходных материалов для технического обслуживания наземной станции в полевых условиях.

Разработанная станция управления позволяет управлять летным демонстратором с отслеживанием параметров его полета и телеметрии. При проектировании были учтены климатические условия эксплуатации, различные сценарии использования наземной станции, индивидуальные особенности используемого транспортного средства и т.д.

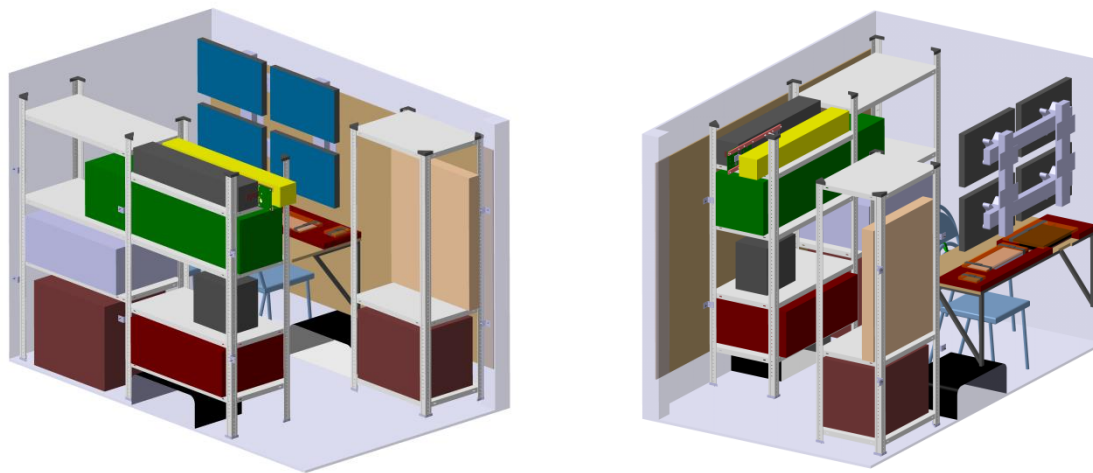


Рис.1. Компоновка оборудования наземной станции в кабине операторов

ИНЖЕНЕРНАЯ МЕТОДИКА ПОСТРОЕНИЯ ОБЛАСТЕЙ ДОСТИЖИМОСТИ ПРИ ПОСАДКЕ ВЕРТОЛЁТОВ С ОТКАЗАВШИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

В.А. Леонтьев, И.В. Русаков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Известная способность вертолётов планировать с отказавшими двигателями на режиме самовращения несущего винта (РСНВ) с постоянной скоростью может быть использована для построения траекторий в заданную точку посадки. При этом можно обойтись без применения в реальном времени процедур оптимизации движения и воспользоваться уже известными моделями траекторий.

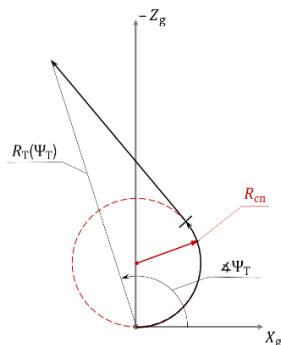


Рис. 1. Траектория Дубинса с 1 переключением

Известно, что для материальной точки, имеющей на плоскости два режима движения (с постоянной скоростью, и с постоянным нормальным ускорением) оптимальными по быстродействию являются траектории «машины Дубинса» (Рис. 1) с одним или двумя переключениями между режимами [1]. Траектории планирования вертолёта на установившемся РСНВ в проекции на горизонтальную плоскость удовлетворяют этой модели.

Следствием начального положения вертолёта и его конструктивных особенностей являются ограничения на параметры движения вертолёта, которые приводят к существованию областей достижимости (ОД) и недосягаемости при заданной конфигурации траектории.

Разработана инженерная методика вычисления границ этих зон по заранее посчитанным условиям РСНВ с помощью подробной нелинейной программно-математической модели динамики движения вертолёта [2]. Методика использует допущение о постоянстве скоростного режима по высоте и отсутствии ветра. Предложен способ нахождения постоянного значения скорости планирования, минимизирующий ошибку (Рис. 2) по сравнению с точным изменением скорости планирования в зависимости от изменения плотности воздуха с высотой.

На примере одновинтового вертолёта средней весовой категории, найдены пути увеличения ОД: расширением диапазона углов установки лопастей РВ (Рис. 3) и применением другой конфигурации переключения режимов «машины Дубинса».

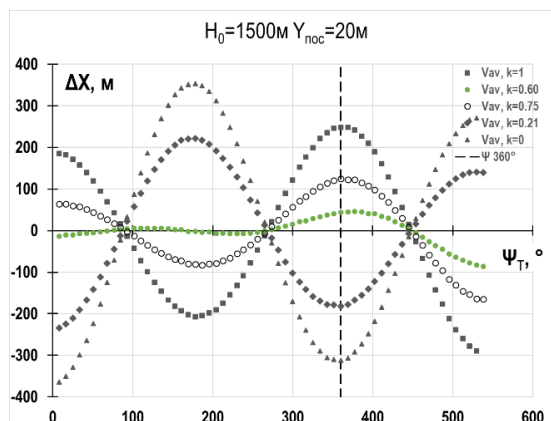


Рис. 2. Минимизация продольного отклонения

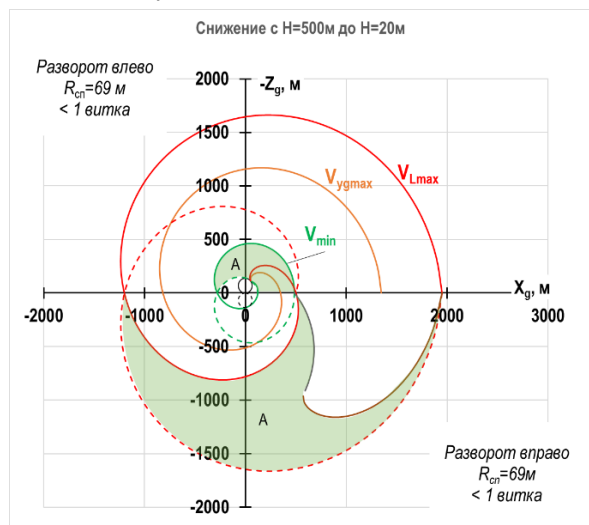


Рис. 3. Расширение ОД за счёт увеличения диапазона углов установки лопастей РВ и развороте вправо

Литература:

1. Пацко В.С., Федотов А.А. Аналитическое описание множества достижимости для машины Дубинса // Труды Института Математики и Механики УрО РАН.— 2020.— Том 26.— №1. С.182-197 // DOI: 10.21538/0134-4889-2020-26-1-182-197
2. Адаева С.А. и др. Разработка математических моделей динамики полёта винтокрылых летательных аппаратов // Труды МАИ.— 2025.— № 142 // URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=185115> (дата обращения 2026.08.26)

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ХВОСТОВЫХ ЧАСТЕЙ С РЕАКТИВНЫМ СОПЛОМ

А.П. Мазуров (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Представлены результаты численного исследования внешнего обтекания трехмерных хвостовых частей с эллиптической формой поперечных сечений в компоновке с эллиптическим звуковым соплом при трансзвуковых скоростях. В работе ставилась цель выявить основные закономерности внешнего сопротивления и тяговых характеристик хвостовых частей при разных величинах отношения ширины к высоте поперечных сечений. Численные расчеты проводились с использованием разностного метода, разработанного на основе осредненных по Рейнольдсу трехмерных уравнений Навье — Стокса, записанных в произвольных криволинейных координатах [1]. Турбулентная вязкость вычислялась с использованием двухпараметрической $k-\omega$ модели турбулентности Вилкокса [2].

Рассмотрены три варианта эллиптических хвостовых частей с отношениями ширины к высоте поперечных сечений $B/H=1.5, 2$ и 2.5 , а также осесимметричная хвостовая часть с таким же распределением площадей поперечных сечений по длине. Все варианты рассматривались в компоновке со звуковыми соплами, имеющими такие же отношения ширины к высоте поперечных сечений, что и хвостовые части.

Расчеты проведены при числах Маха невозмущенного потока $M_\infty=0.9$ и 1.2 . Располагаемые степени понижения давления в соплах $\pi_c=p_{0c}/p_\infty$ (p_{0c} – полное давление в сопле, p_∞ – давление невозмущенного потока) изменялись в интервалах $2.1\text{--}8.2$ при $M_\infty=0.9$ и $3.2\text{--}10.2$ при $M_\infty=1.2$. Числа Рейнольдса, определенные по диаметру миделя осесимметричной хвостовой части и параметрам внешнего потока, составляли $Re_\infty=1.74\times 10^6$ при $M_\infty=0.9$ и 1.95×10^6 при $M_\infty=1.2$.

Анализ результатов показал, что в целом картины обтекания эллиптических хвостовых частей с разными значениями B/H при одних и тех же перепадах давления в соплах качественно примерно одинаковые. В вертикальной плоскости симметрии струи формируются характерная бочкообразная структура с чередованием областей сжатия и расширения. В горизонтальной плоскости симметрии наблюдается регулярная ударно-волновая структура с косыми скачками уплотнения, которые отражаются от слоя смещения в виде размытой волны разрежения.

Обтекание эллиптических хвостовых частей происходит с отрывом пограничного слоя. Течение в отрывной зоне имеет пространственный характер. Отрыв при $M_\infty=0.9$ обусловлен вязко-невязким взаимодействием пограничного слоя с внешним потоком, при $M_\infty=1.2$ – инициируется пространственным скачком уплотнения, замыкающим область разгона внешнего потока около хвостовой части. Увеличение перепада давления в сопле приводит к смещению линии отрыва вверх по потоку и возрастанию размеров отрывной зоны. В зоне отрыва потока перед срезом сопла при $M_\infty=0.9$ плато давления явно не выражено, что является характерным для отрыва при дозвуковых числах Маха. В то же время поля чисел Маха указывают на наличие отрывной зоны. В отрывных зонах при $M_\infty=1.2$ наблюдается четко выраженное плато давления как в вертикальной плоскости симметрии, так и в горизонтальной.

Анализ результатов расчетов показал, что изменение отношения ширины к высоте поперечных сечений сравнительно слабо влияет на величину внешнего сопротивления эллиптических хвостовых частей.

Значения коэффициента тяги сопел снижаются с ростом перепада давления, так как увеличивается степень нерасчетности истечения струи. Этот эффект проявляется для сопел с разными отношениями ширины к высоте поперечных сечений. При $M_\infty=0.9$ и $\pi_c=8.2$ имеет место положительная интерференция струи с внешним потоком, в результате чего на внешней поверхности сопла возникает аэродинамическая сила, увеличивающая эффективную тягу сопла примерно на 1% идеальной тяги. При $M_\infty=1.2$ коэффициенты тяги сохраняют такое же свойство, что и при $M_\infty=0.9$, а именно: чем выше π_c , тем ниже коэффициент тяги (вследствие увеличения степени нерасчетности истечения струи). Однако поскольку с ростом π_c внешнее сопротивление хвостовых частей снижается, коэффициент эффективной тяги сопла остается примерно на одном и том же уровне.

Литература:

1. Мазуров А.П. Численное моделирование турбулентных течений в трехмерных сверхзвуковых соплах // Труды ЦАГИ, 2025, вып. 2825, с. 3 –32.
2. Wilcox D.C. Formulation of the $k-\omega$ turbulence model revisited // AIAA Paper 2007-1408, 2007.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХРЯДНОГО РУЛЕВОГО ВИНТА НА РЕЖИМАХ ВИСЕНИЯ И «ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА»

П.В. Макеев (Московский авиационный институт, г. Москва)

Представлены результаты численных исследований аэродинамических характеристик (АДХ) двухрядного рулевого винта (ДРВ) одновинтового вертолета, базирующегося на оригинальной схеме соосных РВ вертолета ЦАГИ-1ЭА (1930). Рассмотренный ДРВ представляет собой пару отдельных двухлопастных модулей с совмещёнными горизонтальными шарнирами (ГШ), устанавливаемых на одной оси с разных сторон (справа и слева) концевой балки вертолѐта и вращающихся в одном направлении (Рис. 1). Предлагаемый разнос плоскостей вращения пар лопастей составляет $h = 0,8 \cdot R_{РВ}$, что приблизительно соответствует удвоенному боковому выносу обычного РВ (Рис. 1). Модули ДРВ имеют основные характеристики, соответствующие модулям Х-образного РВ (Х-РВ) вертолетов семейства Ми-17 [1]: радиус $R_{РВ} = 3,84$ м; заполнение $\sigma = 0,159$ (суммарное); скорость вращения концов лопастей $\omega R_{РВ} = 230$ м/с; лопасти без крутки, прямоугольные в плане. На режиме висения значительный разнос плоскостей вращения модулей ДРВ позволяет максимально реализовать положительный аэродинамический эффект соосных несущих винтов (НВ) [2], заключающийся в повышенном КПД на режиме висения. Как и у соосного НВ, у ДРВ струя, отбрасываемая тянущим (верхним - ВВ) винтом, к моменту ее прохождения через плоскость вращения толкающего (нижнего - ВН) винта (Рис. 1) поджимается, что приводит к увеличению общей площади ДРВ по сравнению с обычным РВ аналогичного диаметра. Моделирование АДХ ДРВ на основе нелинейной лопастной вихревой модели винта [2] показало следующие результаты. При равной тяге ($c_{ТВН} = c_{ТВВ}$) модулей (за счет разного общего шага $\varphi_{7ВН} > \varphi_{7ВВ}$) ДРВ имеет более высокий КПД на висении (Рис. 2), чем при равном шаге модулей ($\varphi_{7ВН} = \varphi_{7ВВ}$), когда $c_{ТВН} < c_{ТВВ}$. В пике (в варианте $c_{ТВН} = c_{ТВВ}$) ДРВ демонстрирует прирост КПД до +10% по сравнению с Х-РВ (Рис. 2). При этом ДРВ имеет на 8,5% меньшую потребляемую мощность, чем Х-РВ при равной тяге. На режимах осевого обтекания в области режимов «вихревого кольца» (ВК) ДРВ так же показал существенно улучшенные АДХ. Максимальное зафиксированное падение тяги ДРВ (при $\varphi_7 = \text{const}$) на режимах ВК составило $c_{Тср} / c_{Т0} = 0,87$ против 0,79 у Х-образного РВ [1]. Характерный провал тяги на режимах ВК у ДРВ «срезан» по сравнению с Х-РВ (Рис. 3). Анализ результатов показал, что это обусловлено постепенным входом и выходом пар лопастей модулей ДРВ в режимы ВК из-за значительного разноса их плоскостей вращения. Таким образом, применение ДРВ подобной конфигурации может быть использовано для ряда одновинтовых вертолетов, прежде всего средних и тяжелых, с целью повышения запасов путевого управления, снижения затрат мощности на привод РВ и повышения безопасности полета.

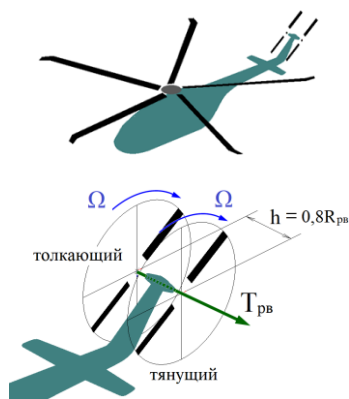


Рис. 1. Двухрядный РВ на концевой балке вертолета

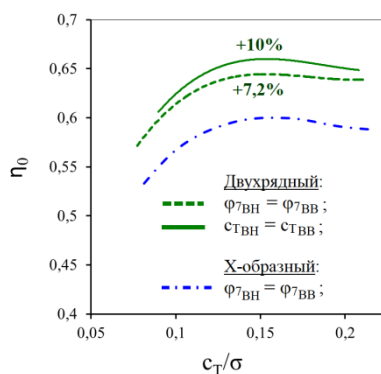


Рис. 2. Относительный КПД двухрядного РВ на висении

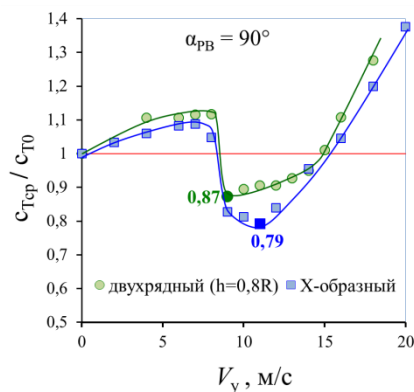


Рис. 3. Двухрядный РВ на режимах «вихревого кольца»

Литература:

1. Makeev P.V., Ignatkin Y.M., Shomov A.I., Ivchin V.A. Comparative Study of 3-Bladed and Scissors Tail Rotors Aerodynamics in Axial Flow // International Review of Aerospace Engineering (IREASE). – 2022. – Vol. 15. – No 2. – PP. 71-84
2. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И., Гревцов Б.С. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета // Вестник МАИ. – 2009. – Т. 16. – № 5. – С. 24-31.

О ВЗАИМОСВЯЗИ ПОЛЕТНЫХ УРОВНЕЙ ШУМА САМОЛЕТА И СТЕНДОВЫХ УРОВНЕЙ ШУМА ДВИГАТЕЛЯ

Н.П. Маслова, В.Ф. Самохин, А.В. Шустов (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Исследуется взаимосвязь между уровнями шума двухконтурного турбореактивного двигателя в единицах «дБА», полученными при испытаниях в стендовых условиях, и расчетными уровнями шума в трех контрольных точках на местности 2-х двигательного БСМС с ТРДД с высокой степенью двухконтурности ($V_{pr} > 7$).

Современные нормы на уровни шума магистральных самолетов на местности (главы 4 и 14 стандарта ИКАО [1]) не определяют предельно-допустимые уровни шума самолетов в контрольных точках на местности. Сертификационные уровни шума самолетов [2] в контрольных точках на местности сравниваются с нормами главы 3 стандарта ИКАО.

В качестве целевых показателей для уровней шума самолета в каждой из 3-х контрольных точках на местности предлагается [3] применять так называемые «конкурентные», или среднестатистические, уровни шума, достижение которых обеспечивает не только соответствие уровней шума на местности требованиям норм, но и достижение акустического совершенства, соответствующего новым технологиям, реализованным в конструкциях планера и двигателей современного самолета [4,5,6,7,8].

Анализ баз данных по сертификационным уровням шума магистральных самолетов на местности позволил установить зависимость уровней шума от взлетной массы и компоновочных особенностей планера – компоновки двигателей [7], наличия законцовок на крыльях [6], роль шасси и механизации крыла в шуме самолета на местности [5]. В результате определены среднестатистические, или «конкурентные», уровни шума самолетов в каждой из трех стандартных контрольных точек на местности [3], которые могут использоваться для определения соответствующих им уровней шума двигателя на стенде.

Соотношение между эффективным уровнем воспринимаемого шума самолета «EPNL» и уровнем шума двигателя в стендовых условиях « $(La)_{ст}$ » представляется в следующем виде:

$$(La)_{ст} = EPNL - \delta_1 - \delta_2 - \delta_D, \\ \delta_1 = (PNLTM - La)_{пол}, \delta_2 = (La)_{пол} - (La)_{ст}, \delta_D = (EPNL - PNLTM)_{пол};$$

здесь индексы «пол» и «ст» соответствуют полетным и стендовым данным.

Получены линейные аппроксимации расчетных функций «приведения» δ_1 , δ_2 и δ_D по степени двухконтурности ТРДД для режимов работы двигателей во взлетно-посадочном цикле БСМС, которые позволяют определить необходимые уровни шума двигателя в единицах «дБА» в стендовых условиях, достижение которых позволит самолету с данными двигателями обеспечить соответствие «конкурентным» [3] уровням шума в контрольных точках на местности.

Литература:

1. Международные стандарты и Рекомендуемая практика. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Том I. Авиационный шум Издание восьмое, 2017 г
2. В.Г. Дмитриев, В.Ф. Самохин. Акустика реактивных региональных самолетов. ОНТЖ «ПОЛЕТ», №9, 2021, с.43-58
3. Самохин В.Ф. Оценка среднестатистических уровней шума на местности при взлете и посадке реактивных магистральных самолетов. НТЖ «Авиационная промышленность», №1, 2026, с. 60-68
4. В.Г. Дмитриев, В.Ф. Самохин. Роль планера в шуме реактивного самолета на местности при заходе на посадку. ОНТЖ «Полет», № 3, 2023, с.3-13
5. В.Ф. Самохин, А.В. Шустов. О роли шасси и механизации крыла в шуме самолета на местности. НТЖ «Авиационная промышленность», № 4, 2024, с.42-54
6. В.Г. Дмитриев, В.Ф. Самохин. Экспериментальная оценка влияния законцовок на крыле на уровни шума самолета на местности. ОНТЖ «ПОЛЕТ», №2, 2019, с.45-54
7. В.Г. Дмитриев, В.Ф. Самохин, Н.П. Маслова. О влиянии компоновки СУ на уровни шума на местности звукового самолета. ОНТЖ «Полет», №8, 2019, с.3-21
8. В.Ф. Самохин, Н.П. Маслова, А.В. Шустов. Исследование взаимосвязи между уровнями шума самолета на местности и уровнями шума двигателя на стенде. НТЖ «Авиационная промышленность», №3, 2026

РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПИСАНИЯ СОПРЯЖЕННОГО ТЕПЛООБМЕНА В ЗАДАЧЕ О НЕСТАЦИОНАРНОМ ПРОГРЕВЕ ТВЕРДОГО ТЕЛА

Д. С. Матяш (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

При создании энергетических устройств, использующих сжигание топлива в потоке окислителя, необходимо обеспечить стабилизацию горения, т.е. достичь как можно более высокой полноты сгорания при устойчивой локализации горения в определенной области пространства. Течение газа с горением в канале — сложное многомасштабное явление, включающее много физических процессов. Решение задачи стабилизации горения невозможно без построения физико-математической модели течения, адекватно учитывающей протекающие процессы и их взаимодействие. Один из важнейших процессов в таких течениях — неравномерный прогрев стенок канала в сочетании с турбулентным переносом тепла по пространству. Упрощенные модели теплообмена со стенками могут привести к критическим ошибкам в предсказании структуры течения, полноты сгорания, обеспечении устойчивого горения, что ведет к неправильным рекомендациям по охлаждению стенок канала и управлению процессом горения.

Существуют различные варианты граничных условий между потоком и твердым телом. Иногда стенки считаются теплоизолированными (напр., [1]); часто на стенке задается значение температуры [2] или теплового потока; иногда ставится условие одномерного квазистационарного теплообмена [3]. Чтобы избежать сильного сгущения расчетной сетки к стенкам часто используются пристеночные функции (напр., [4]). Для сопряженного теплообмена способ связи потока и твердого тела также может варьироваться. Например, можно решать уравнения в твердой области и потоке совместно [5], однако, большее распространения получили «раздельные» солверы [6], которым и отдано было предпочтение. Существует ряд работ, в которых показано, что нестационарные течения с горением крайне чувствительны к граничным условиям на стенке [7]. Поэтому как для дозвуковых, так и для сверхзвуковых течений возможно влияние неравномерного прогрева стенки на область стабилизации фронта пламени [8]. Таким образом, цель данной работы — создание метода одновременного моделирования течения газа и прогрева твердой стенки.

В собственной программе ЦАГИ zFlare реализован расчетный модуль, осуществляющий решение задачи сопряженного теплообмена. Представлены первые верификационные тесты реализованного метода и программы. Рассматриваются задачи о прогреве одномерного стержня и цилиндров различной формы. Для этих задач имеются аналитические решения. Продемонстрировано совпадение численного и аналитического решений с допустимой точностью. Также решена задача сопряженного теплообмена между твердой стенкой и потоком газа. Заданы параметры потока газа вне турбулентного пограничного слоя, толщина пограничного слоя и температура покоящегося газа по другую сторону стенки. Стенка состоит из двух слоев — тонкое теплозащитное покрытие и толстый слой меди. Результаты расчета сопоставлены с данными других авторов, полученными в одномерной постановке.

Литература:

1. Zubrilin I.A. [et al]. Simulation of CO emission in primary and secondary zone of a small gas turbine combustion chamber using CFD and reactors network // Gas Turb. Ind. Conf. 2019. V. 2. P. 9.
2. Власенко В.В. Расчетно-теоретические модели высокоскоростных течений газа с горением и детонацией в каналах. Диссертация на соискание ученой степени д.ф.-м.н. Жуковский. 2017.
3. Füzesi D., Malý M. [et al]. Numerical modeling of distributed combustion without air dilution in a novel ultra-low emission turbulent swirl burner // Phys. Fluids. 2022. V. 34. I. 4.
4. Дробыш М.В., Дубовицкий А.Н. [и др]. Расчетное моделирование течения в малоэмиссионной камере сгорания ЦИАМ с большой зоной рециркуляции за коническим стабилизатором пламени // Горение и взрыв. 2021. Т. 14. №4. С. 68–81.
5. Kao K.-H., Liou M.-S. Application of Chimera/Unstructured Hybrid Grids for Conjugate Heat Transfer // AIAA J. 1997. V. 35. I. 9. P. 1472–1478.
6. Heselhaus A., Vogel D.. Numerical simulation of turbine blade cooling with respect to blade heat conduction and inlet temperature profiles // AIAA Conf. 1995.
7. Askarova A.S., Bolegenova S.A., Maximov V.Y., Beketayeva M.T. Influence of boundary conditions to heat and mass transfer processes // Int. J. Mech. 2016. V. 10. P. 320–325.
8. Сабельников В.А., Трошин А.И., Власенко В.В. [и др]. Поиск определяющих физических факторов в валидационных расчетах экспериментальной модели ONERA LAPCAT II с учетом шероховатости стенок канала // Горение и взрыв. 2021. Т. 14. № 4. С. 55–67.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ГИБКОЙ ДЕФОРМИРУЮЩЕЙСЯ ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА С БЕСШАРНИРНОЙ ВТУЛКОЙ

Д.А. Мешенников (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Несущий винт (НВ) вертолёт – сложная динамическая система, определяющаяся взаимодействием сложной картины обтекания и упругих деформаций лопасти и втулки винта. Для винта характерна переменная циклическая нагрузка, вызывающая большие изгибающие моменты в плоскости тяги. Для того, чтобы снизить нагрузку на лопасть, традиционное решение крепление лопасти включает в конструкцию шарниры. Динамику такой системы с высокой точностью можно описать как движение лопасти как твёрдого недеформированного тела. На данный момент существует большое количество работ, направленных на исследование динамики махового движения, его влияние на аэродинамические характеристики. Но в рамках такой постановки не рассматриваются НВ с бесшарнирным креплением лопастей. Современное вертолётостроение всё чаще рассматривает бесшарнирные втулки как перспективные по экономической эффективности. В работе был разработан алгоритм совместного расчёта движения и нагруженного состояния упругой лопасти с бесшарнирной втулкой и аэродинамических нагрузок при движении лопасти.

Для решения задачи совместного решения аэродинамических нагрузок и состояния упругой лопасти по времени было принят подход прямого численного решения динамики сечений лопасти с учётом упругих, инерционных и аэродинамических сил [1]. Лопасть рассматривается как балка из 100 элементов с фиксированным шагом по размаху. Втулка включена в балку. Решение упругого состояния лопасти производится методом конечной разности производных. В качестве аэродинамической модели выбран метод несущей нити для определения распределённой аэродинамической силы. Аэродинамические поляры профилей лопасти могут быть как заранее заданными на основе экспериментальных или расчётных данных, так и полученными на основе панельного метода, реализуемого в программе Xfoil. Для поправки на динамический процесс используется аппроксимация функции Вагнера. Для определения индуцированного скоса потока по размаху выбрана модифицированная импульсная дисковая теория винта [2]. Чтобы учесть неравномерность индуцированной скорости потока через плоскость винта, дисковая теория рассматривается для кольца для каждого радиуса. Использование такого набора моделей направлено на снижение потребных вычислительных мощностей и ускорения расчёта. В рамках расчёта аэродинамические силы обновляются не каждую итерацию, а раз в несколько итераций расчёта балки. Выбор шага определяется жёсткостью лопасти и скоростью вращения винта.

Результатом расчёта выступает запись параметров состояния лопасти по времени. На каждом шаге регистрируются интегральные величины, такие как тяга, реактивный момент, компоненты силы в плоскости винта, суммарные моменты на крен и пикирование, скорость вращения, скорость набегающего потока на бесконечности, угол атаки винта, положение управляющей тяги автомата перекоса; распределённые аэродинамические характеристики по лопасти винта, такие как угол атаки, число Маха, число Рейнольдса, величина распределённой тяги и сопротивления в сечении; распределённые характеристики нагружено-деформированного состояния, а именно величина прогибов лопасти, скорости деформации, ускорение, изгибающего момента в плоскости вращения лопасти и в плоскости тяги, величина закручивания лопасти, центробежная сила и сила Кориолиса.

Для верификации алгоритма произведено сравнение результатов расчёта для современного лёгкого вертолёт с бесшарнирной втулкой с экспериментальными данными, полученных в рамках серии экспериментов в АДТ с фиксацией интегральных аэродинамических характеристик, тензо- и видеограмметрии.

Литература:

1. Миль М.Л. Вертолеты, расчет и проектирование. Том 2. Колебания и динамическая прочность. – Москва: Изд-во Машиностроение, 1967.
2. Шайдаков В.И., Маслов А.Д. Аэродинамическое проектирование лопастей воздушного винта: Учеб. пособие. -М.: Издательство МАИ, 1995.

О ЕДИНОЙ ПРИРОДЕ СПЕКТРОВ ТУРБУЛЕНТНЫХ ПУЛЬСАЦИЙ В ДОЗВУКОВЫХ И СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЯХ

И.Ю. Миронюк, Г.А. Фараносов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

Задача исследования свойств турбулентных пульсаций в струйных течениях имеет как прикладное (такие пульсации ответственны за нестационарные нагрузки на близкорасположенные элементы конструкции и за излучаемый струей шум), так и фундаментальное значение, поскольку струя является классическим физическим объектом, в котором реализуется свободное, практически не подверженное влиянию границ, турбулентное течение.

Если характеристики пульсаций поля скорости медленных дозвуковых струй изучены достаточно полно, включая частотные спектры и двухточечные корреляционные функции (см., например, [1-7], а также работы, цитируемые в обзоре [8]), то для сверхзвуковых струй объем экспериментальных данных существенно меньше, особенно в части спектральных и корреляционных характеристик пульсаций, поскольку измерения в таких потоках затруднены.

Настоящая работа посвящена численному исследованию одноточечных характеристик пульсаций скорости в слое смещения сверхзвуковой турбулентной струи. Основное внимание уделено сопоставлению полученных численных данных с известными результатами для дозвуковых и сверхзвуковых струй и выявлению общих для них закономерностей спектров пульсаций скорости.

В работе методом крупных вихрей (LES) выполнено численное моделирование истечения струи из сопла Лаваля на расчетном режиме с числом Маха $M = 2$. Проведена валидация расчета по имеющимся данным измерений поля течения струи и излучаемого ею шума. Подробно рассмотрены свойства среднего течения и турбулентных пульсаций скорости в слое смещения струи. Показано, что поперечные профили средней скорости и суммарного уровня пульсаций ее компонент приближенно обладают свойством аффинности.

Предложен способ аффинного масштабирования спектральных характеристик пульсаций скорости, заключающийся в нормировке частоты на локальную среднюю скорость потока U и толщину слоя смещения δ_w , а спектральной плотности различных компонент пульсаций – на величину $\sigma^2 \delta_w / U$, где σ^2 – дисперсия пульсаций соответствующей компоненты. Данное нормирование позволяет привести спектры к единому виду для всех точек внутри слоя смещения на начальном и переходном участках струи. Возможность такого масштабирования для пульсаций скорости указывает на то, что процессы генерации и развития турбулентности во внутренних точках слоя смещения носят универсальный характер, не зависящий от положения точки и от скорости истечения струи, по крайней мере, при малых турбулентных числах Маха. Полученные универсальные формы безразмерных спектров продольных и поперечных пульсаций позволяют по осредненным величинам, доступным из RANS-расчетов, приближенно восстановить частотные характеристики пульсаций в любой точке внутри слоя смещения без проведения более вычислительно затратного LES-моделирования, что может быть полезным для инженерных приложений.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 26-11-00377, <https://rscf.ru/project/26-11-00377/>.

Литература:

1. Gibson M.M. Spectra of turbulence in a round jet // Journal of Fluid Mechanics. 1963. V. 15. № 2. P. 161-173.
2. Власов Е.В. Исследование турбулентных и акустических характеристик дозвуковой струи // Труды ЦАГИ. 1968. Вып. 1092. С. 3-14.
3. Hussein H.J., Capp S.P., George W.K. Velocity measurements in a high-Reynolds-number, momentum-conserving, axisymmetric, turbulent jet // Journal of Fluid Mechanics. 1994. V. 258. P. 31-75.
4. Harper-Bourne M. Jet noise turbulence measurements // 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. 2003. P. 3214.
5. Bridges J., Wernet M. Establishing consensus turbulence statistics for hot subsonic jets // 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2010. P. 3751.
6. Morris P.J., Zaman K.B. Velocity measurements in jets with application to noise source modeling // Journal of Sound and Vibration. 2010. V. 329. № 4. P. 394-414.
7. Proença A., Lawrence J., Self R. Measurements of the single-point and joint turbulence statistics of high subsonic jets using hot-wire anemometry // Experiments in Fluids. 2019. V. 60. № 4. P. 63.
8. Ball C.G., Fellouah H., Pollard A. The flow field in turbulent round free jets // Progress in Aerospace Sciences. 2012. V. 50. P. 1-26.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОКИДАНИЯ САМОЛЁТА

Д.С. Михайлов, П.В. Ерохин, М.К. Куркова (АО «Туполев», г. Москва)

В процессе проектирования современных самолётов особое внимание уделяют решению вопросов обеспечения безопасности аварийного покидания. Траекторию движения человека путём вычислений можно получить двумя способами:

1. С помощью численного моделирования движения человека с учётом массово-инерционных характеристик в современных вычислительных комплексах программ по гидрогазодинамике;

2. Путём расчёта траектории движения материальной точки.

Основной целью данной работы было получение траектории движения человека при покидании самолёта двумя различными способами.

Для численного моделирования движения человека относительно самолёта Ту-214 после покидания через входную дверь была построена неструктурированная расчётная сетка с «усечённым» типом ячеек и использован метод накладывающихся сеток Overset Mesh (рисунок 1).

При использовании метода Overset Mesh создаётся сетка, описывающая всю расчётную область (статический регион), и перекрывающаяся сетка, описывающая меньшую часть области – пространство вокруг человека, совершающего аварийное покидание самолёта через входную дверь (динамический регион).

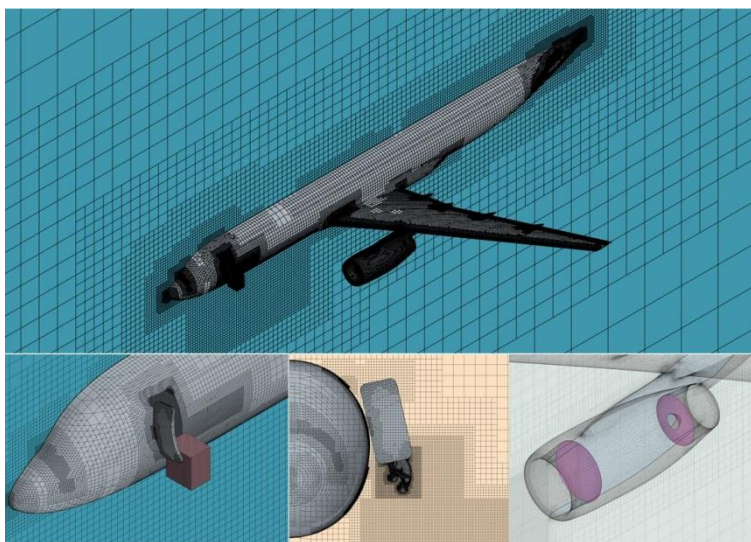


Рис. 1. Расчётная сетка

В результате проведённого исследования получены траектории движения человека относительно самолёта Ту-214 при аварийном покидании через входную дверь: путём численного моделирования в вычислительном пакете программы по гидрогазодинамике с учётом работающей силовой установки и путём расчёта движения человека как материальной точки. Проведён сравнительный анализ результатов двух расчётных способов.

Результаты (траектория движения человека относительно самолёта), полученные путём проведения численного моделирования, могут быть использованы для подготовки заключения о возможности безопасного покидания самолёта на рассмотренных режимах (горизонтальный полёт).

Литература:

1. Г.А. Шевцов, В.Д. Грицай, П.В. Ерохин «Численное моделирование обтекания носовой части самолёта» Материалы XXXIV Научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского, с 29 февраля по 01 марта 2024 г. ЦАГИ 2024 г.
2. Н.А. Борисова, В.А. Фоломеев, П.В. Ерохин «Численное моделирование обледенения ЛА» Сборник тезисов: Материалы XXXII Научно-технической конференции по аэродинамике, Парк-отель «Яхонты», 28–29 октября 2021 г. ЦАГИ 2021 г.
3. В.А. Фоломеев, П.В. Ерохин, А.П. Сашин, В.А. Криушин «Исследование динамики и кинематики отстрела крышек аварийного покидания». Сборник тезисов: Материалы XXXI Научно-технической конференции по аэродинамике, Парк-отель «Яхонты», 29–30 октября 2020 г. ЦАГИ 2020г.

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛАМИНАРНОГО КРЫЛА ПЕРСПЕКТИВНОГО РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА

Ю.С. Михайлов («ФАУ ЦАГИ, г. Жуковский»)

Аэродинамическое проектирование крыла регионального самолета с задним расположением силовой установки, предназначенного для перевозки 130 пассажиров на расстояние до 3000 nm (≈ 5500 км) с крейсерским числом Маха $M_{кр}=0.74$ на высоте 11 км, включает разработку базовых профилей ($\bar{c}=14.8, 13.7$ и 12.3%) с благоприятным градиентом давления и эффективной механизации крыла. Схема самолета и крыла с основными геометрическими параметрами показаны на рис. 1

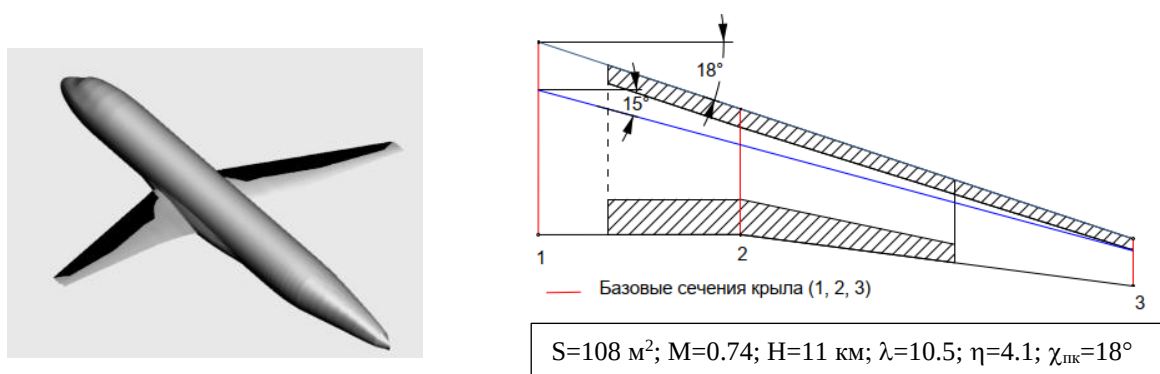


Рис. 1.

Оценка выполнимости крейсерского полета с числом Маха 0.74 выполнена на основании определения двумерного значения $M_{кр_2D}^*$ трансформированного профиля, геометрия и условия обтекания которого получены в рамках упрощенной теории стреловидного крыла бесконечного размаха [1]¹, и последующей его коррекции на условия трехмерного обтекания.

Геометрия трансформированного профиля с осредненной толщиной 13.5% , расчетные эпюры распределения давления для чисел Маха в диапазоне $M=0.7 \div 0.74$, полученные с использованием численного кода «VISTRAN» [2]², а также зависимость dC_x/dM показаны на рис.2

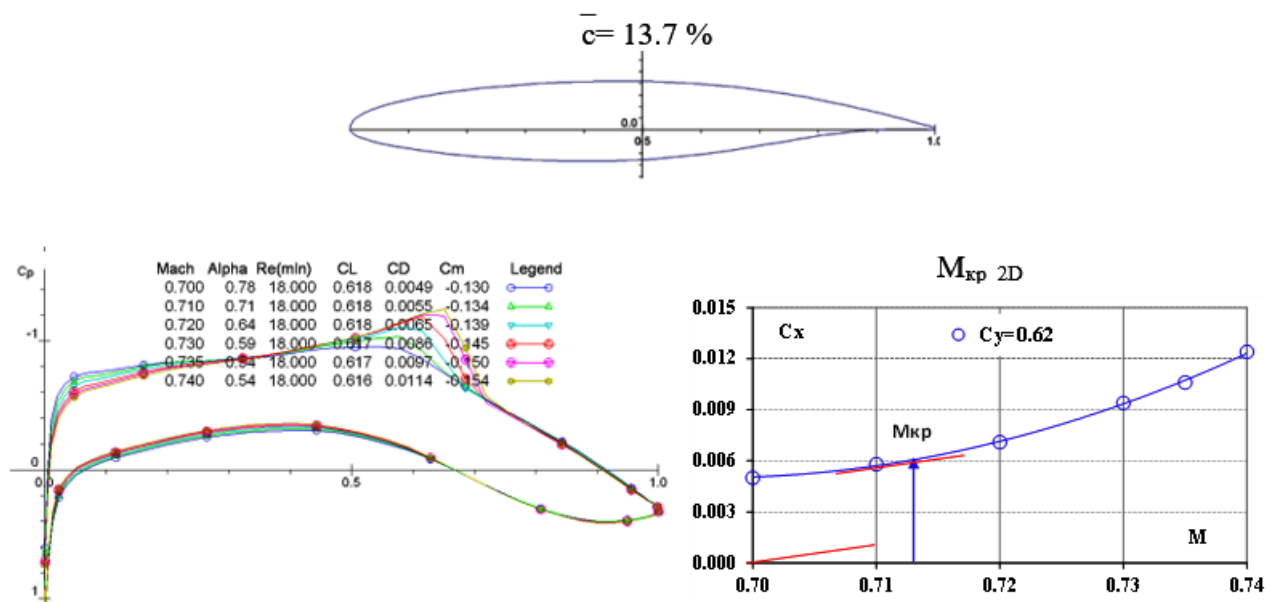


Рис. 2.

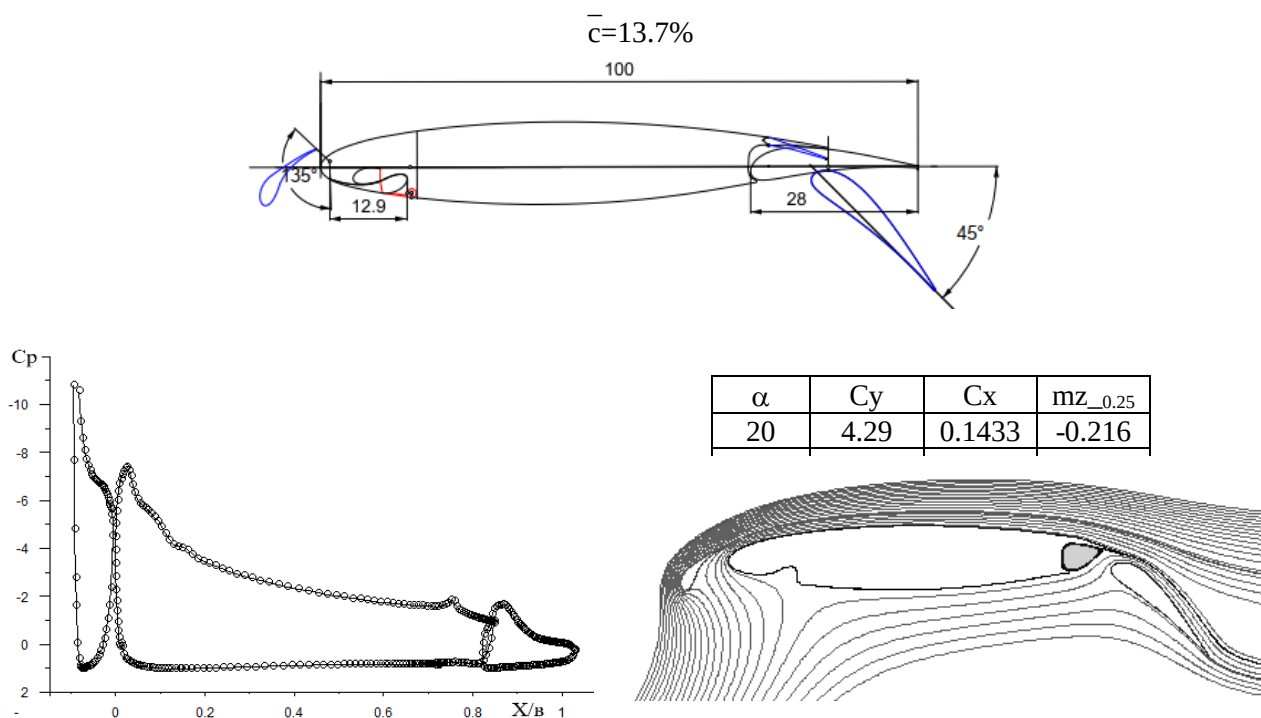
¹ Weiland P. Transonic aerodynamics in conceptual aircraft design. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2013. Document ID: 301283

² Волков А.В., Ляпунов С.В. Метод расчета трансзвукового обтекания профиля с учетом изменения энтропии на скачках уплотнения // Ученые записки ЦАГИ, 1993, Т. XXIV, N1))

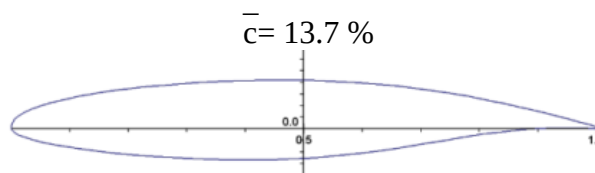
С учетом введения эмпирических поправок к расчетному значению $M_{кр_2D}^*=0.713$, учитывающих влияние удлинения, угла стреловидности и коэффициента подъемной силы крыла ($\Delta M_{кр}=0.024$), расчетное значение $M_{кр_3D}^*=0.737$ является близким к требуемому значению $M_{кр}=0.74$.

Процесс аэродинамического проектирования механизации крыла включал выбор концепции, геометрических параметров, определение геометрии и положения устройств увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки. Основным требованием к несущим свойствам крыла являлось обеспечение заявленного значения $C_{y_{max}}$ крыла в посадочной конфигурации, равного 2.8.

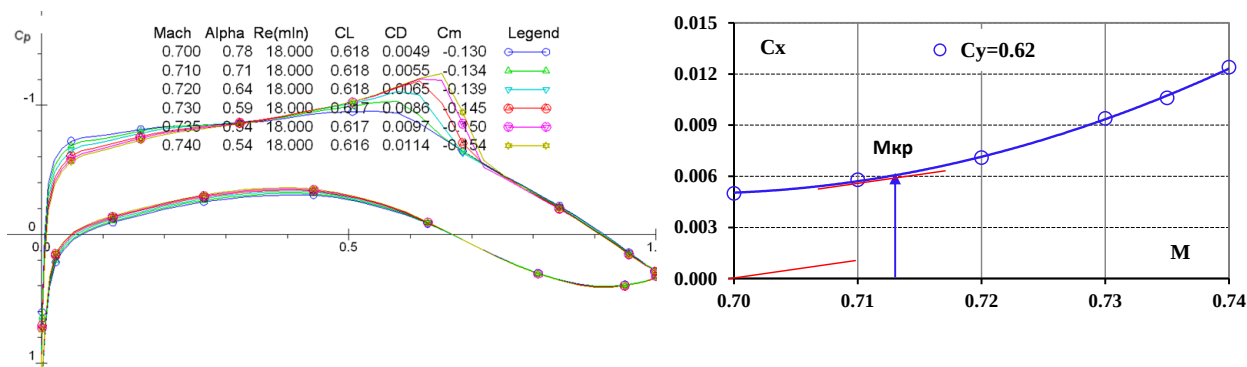
Выбор концепции механизации крыла, включающей щиток Крюгера удобообтекаемой формы и адаптивный вариант закрылка, обусловлен как необходимостью исключения каких-либо ступенек и зазоров, турбулизирующих поток на верхней поверхности крыла, так и требованием к несущим свойствам $C_{y_{max}}$ крыла. На рис. 3 показаны геометрия механизации в сечении излома крыла по задней кромке, разработанная с использованием численных методов CFD, и результаты расчета АДХ сечения крыла в посадочной конфигурации на критическом угле атаки $\alpha_{кр}=20^\circ$.



Оценка несущих свойств крыла в посадочной конфигурации, проведенная на основании расчетных значений $C_{y_{max}}$ базовых профилей, определивших крейсерское значение крыла $C_{y_{max}}=1.61$, и учета приращений подъемной силы $\Delta C_{y_{max}}$ от отклонения механизации в центроплане и консольной части крыла, показала возможность обеспечения значения $C_{y_{max}}$, равного 2.88 в посадочной конфигурации.



$M_{кр_2D}$



ПРОГНОЗИРОВАНИЕ КРЕЙСЕРСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

Ю.С. Михайлов («ФАУЦАГИ, г. Жуковский»)

Прогнозирование крейсерского сопротивления самолета в натуральных условиях полета выполнено на основании коррекции результатов испытаний модели в трансзвуковой аэродинамической трубе с использованием уточненной эмпирической методики работы [1]³. Уточнения включают измененные подходы к определению:

- коэффициента Освальда,
- критического числа Маха ($M_{кр}^*$) и волнового сопротивления,
- поправок на балансировку самолета.

Процедура прямого расчета крейсерского сопротивления включает определение следующих компонентов сопротивления для рассматриваемых элементов компоновки, геометрия которых представлена в параметрическом виде:

- профильного сопротивления при нулевом коэффициенте подъемной силы [1],
- индуктивной составляющей сопротивления для несущих элементов компоновки,
- критического числа Мах и волнового сопротивления крыла, а также и фюзеляжа⁴

Индуктивная составляющая сопротивления крыла определена на основании эффективного удлинения крыла, вычисленного с использованием экспериментального значения коэффициента Освальда для компоновки модели «Крыло + Фюзеляж». Сравнение расчетной поляры и аэродинамического качества с экспериментальными характеристиками компоновки модели «Крыло + Фюзеляж», показано на рис. 1.

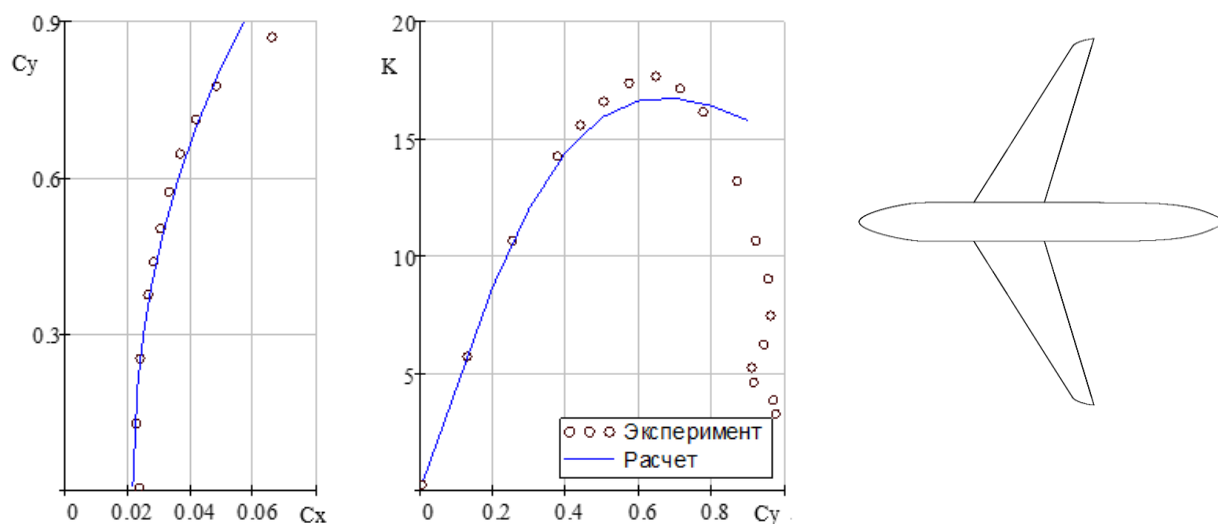


Рис. 1.

³ В.А. Баринов «Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов», Труды ЦАГИ, выпуск 2205, 1983г

⁴ Расчетное значение числа $M_{кр}^*$ фюзеляжа составляет 0.82

Методика определения критического числа Маха ($M_{кр}^* = dC_x/dM = 0.1$) стреловидного крыла включает вычисление двумерного значения $M_{кр,2D}^*$ профиля с осредненной относительной толщиной базовых профилей с использованием численного кода «VISTRAN» [3]⁵. Геометрия профиля определена в нормальном базовом сечении стреловидного крыла бесконечного размаха в рамках упрощенной теории стреловидности [4]⁶. Последующая коррекция двумерного значения $M_{кр,2D}^*$ на условия трехмерного обтекания, выполненная с использованием известных эмпирических поправок на влияние удлинения, угла стреловидности крыла, а также коэффициента подъемной, обеспечила в целом удовлетворительное согласование расчетного значения $M_{кр,3D}$ с экспериментальным значением (рис. 2). Рост волнового сопротивления крыла на трансзвуковых скоростях, согласно работе [5]⁷ моделируется функцией числа Маха, представляющей четвертый степенной закон Локка.

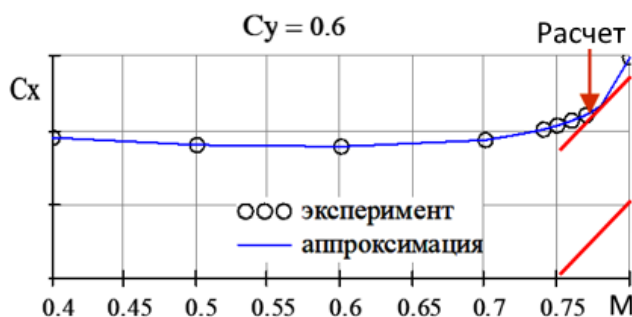


Рис. 2.

Потери на балансировку самолета определены с использованием данных испытаний модели с отклонением органов продольного управления.

Представленная уточненная методика оценки сопротивления и аэродинамического качества самолета на крейсерских режимах полета показала удовлетворительное согласование с экспериментальными данными (рис. 3, а — $M=0.76$; $Re=2.5 \cdot 10^6$), а также позволила определить его возможное приращение для в натурных чисел Рейнольдса.

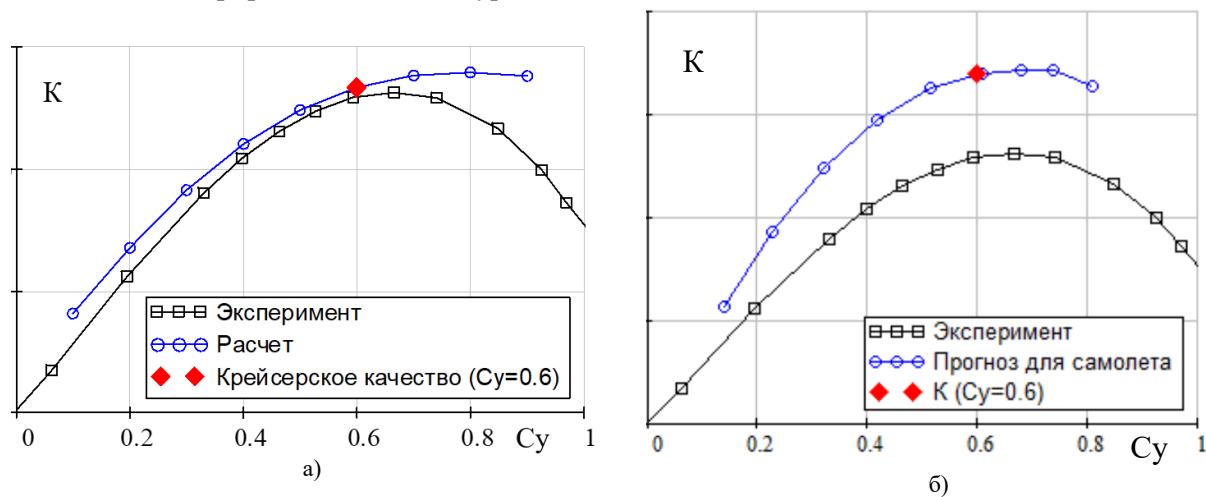


Рис. 3.

⁵ Волков А.В., Ляпунов С.В. Метод расчета трансзвукового обтекания профиля с учетом изменения энтропии на скачках уплотнения // Ученые записки ЦАГИ, 1993, Т. XXIV, N1)

⁶ Weiland P. Transonic aerodynamics in conceptual aircraft design. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2013. Document ID: 301283

⁷ Inger, G. R., "Application of Oswatitsch's Theorem to Supercritical Airfoil Drag Calculation," Journal of Aircraft, Vol. 30, No. 3, May–June 199

АПРОБАЦИЯ ТЕХНОЛОГИИ ЛЮМИНЕСЦЕНТНЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВЕРТОЛЕТНОГО ВИНТА

В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко, И.В. Сенюев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Измерение переменных давлений на вертолетных лопастях является критической технологией при разработки скоростных вертолетов. Использование технологии люминесцентных преобразователей давления (ЛПД) позволяет решить эту задачу без изготовления специальных лопастей, оснащенных «быстрыми» датчиками давления.

Для ЛПД вертолетная лопасть - самая сложная задача, которая до сих пор не решена нигде в мире. Сложность обусловлена высоким требованием к быстродействию покрытия ЛПД (не менее 1КГц) в сочетании с большой площадью измеряемой поверхности и значительной дистанцией наблюдения.

В работе использовался быстрый ЛПД на основе пористой полимер-керамики и люминофора тетрафлуорофенилпорфирина платины (Pt(TFPP)), изготовленный в КНР. Покрытие было нанесено на одну из 4 лопастей модельного винта диаметром 4 м с размером хорды лопастей 120 мм. Испытания проходили в АДТ Т-104, частота вращения лопасти достигала 1000 об/мин.

Люминесценция покрытия ЛПД возбуждалась импульсным Nd:YAG лазера с длиной волны 532 нм и мощностью 2 Дж. Импульс лазера синхронизировался с требуемым азимутальным положением лопасти. Измерялось время затухания люминесценции после возбуждающего импульса, которое не зависит от толщины покрытия и энергии возбуждения. Время затухания (величина пропорциональная времени затухания) определялось как отношение сигналов, полученных интегрированием кривой затухания люминесценции в двух временных окнах. Для реализации такой методики подходят камеры, применяемые в PIV системах. Такие камеры позволяют регистрировать пары кадров с минимальной задержкой между ними.

Связь времени жизни с давлением и температурой (калибровочная характеристика) определялась на калибровочном стенде в кювете для образца покрытия и приписывалась всем точкам поверхности лопасти.

При вычислении давления использовалась расчетная температурой поверхности лопасти, вычисленной из температуры торможения потока и локального числа Маха. За счет движения лопасти её поверхность нагревается до более высокой температуры, чем температура форкамеры, причем температура растет от комля лопасти к ее концу.

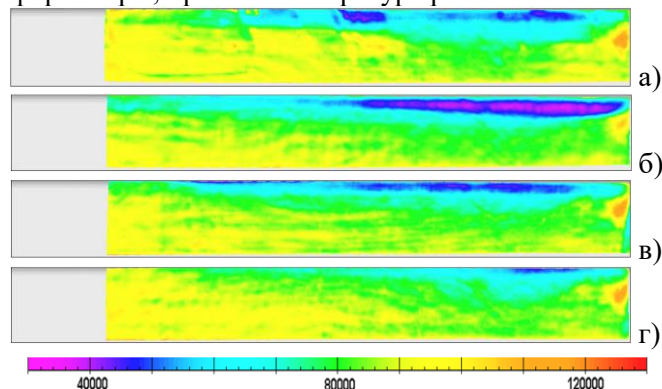


Рис. 1. Поля давления (Па) при $n=1003$ об/мин, $V=46,52$ м/с, $T=600$ кгс, $\alpha=-5^\circ$, азимуты 0 (а), 90° (б), 180° (в), 270° (г)

На рис.1 представлен пример полученных распределений давления. Пятнистость полей давления обусловлена, главным образом, непостоянством калибровочной характеристики покрытия по поверхности, а также спеклом возбуждающего излучения.

Главный вывод работы – технология ЛПД для вертолетных лопастей может быть доведена до штатного использования в АДТ типа Т-104 и Т-101.

Интенсивность свечения лопасти с быстрым покрытием ЛПД позволяет измерить давление за один лазерный импульс.

Еще необходимо решить три задачи:

- существенно повысить однородность характеристик ЛПД по поверхности;
- исключить влияние подсветки (дневного света);
- уменьшить спекл возбуждающего лазерного излучения.

Две последние задачи имеют известные технические решения, первая - требует проведения НИР.

УЧЕТ ТРЕБОВАНИЙ ПО ЗАПАСУ ПРОЧНОСТИ ПРИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ С ОДНОРОДНЫМИ ЛОПАСТЯМИ

В.С. Некипелов (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

При аэродинамической оптимизации воздушных винтов лопасти могут не удовлетворять требованиям статической и динамической прочности. Проблема усугубляется при переходе от классических прямых лопастей к саблевидным, подверженным более высоким центробежным и изгибающим нагрузкам. В этих условиях ограничения по прочности должны быть учтены внутри процесса оптимизации, например, требованием к коэффициенту запаса $[n]$.

В рамках текущей работы определялось влияние требований по коэффициенту запаса прочности на достижимый КПД оптимального воздушного винта. Рассматривались конфигурации винтов с прямыми и с саблевидными полнотелыми однородными лопастями.

Целевой функцией оптимизации был КПД винта на заданном режиме работы. Форма лопастей определялась круткой, распределением относительных толщин и длин хорд сечений, углом саблевидности (только для саблевидных) и диаметром винта. Все распределения задавались параметризованными гладкими функциями вдоль размаха лопасти. В качестве ограничений второго рода на винт накладывались требования по соответствию заданной мощности и минимально допустимому коэффициенту запаса $[n]_{min}$.

На каждой итерации проводился сопряженный расчет свойств текущей конфигурации винта методом последовательных нагружений. Аэродинамические характеристики винтов рассчитывались по вихревой теории воздушного винта в постановке А.Н. Кишалова [1]. Расчет деформаций проводился по балочной теории с учетом геометрической нелинейности. В работах [2, 3] проведены верификация и валидация данного подхода и показана его достаточная точность для этапа предварительного проектирования винта.

На рисунке 1 представлена полученная зависимость КПД оптимальных винтов от величины требуемого минимального коэффициента запаса $[n]_{min}$. Значение запаса 0 на графике формально соответствует отсутствию ограничений на прочность лопасти.

В рамках поставленной задачи получены, описаны и объяснены закономерности изменения основных параметров формы лопасти при ужесточении требований прочности. Установлены границы влияния $[n]_{min}$ на максимальный КПД. Получено и обосновано наличие максимально возможного $[n]_{min}$, для которого удастся спроектировать лопасть.

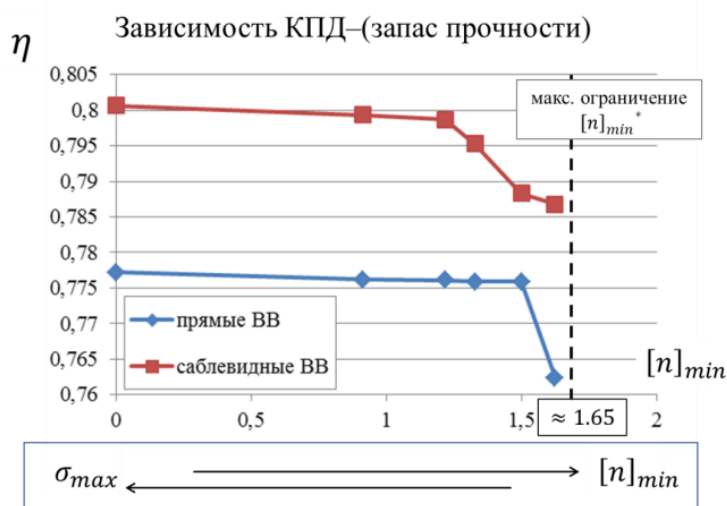


Рис. 1. Зависимость максимального КПД винта от минимально допустимого коэффициента запаса для прямых и саблевидных лопастей

Литература:

1. Бурого С. Г., Кишалов А. Н. Аэродинамический расчет воздушного винта самолета. // М.: Изд. МАИ, 1985.
2. Некипелов В. С. Об учете влияния упругих деформаций на аэродинамические характеристики воздушного винта с прямыми однородными лопастями // Ученые записки ЦАГИ, 2025, Т. 56, № 3, С. 51–63.
3. Некипелов В. С. Методика оценки влияния упругих деформаций лопастей воздушного винта на его аэродинамические характеристики при расчетном сопровождении испытаний // XXIII Международная конференция по методам аэрофизических исследований, 2026.

ВЛИЯНИЕ САБЛЕВИДНОГО ОТГИБА ЛОПАСТИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

В.В. Ореховский, М.А. Бугаев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Основное преимущество воздушного винта (ВВ) с лопастями, имеющими саблевидный отгиб, над ВВ с прямыми лопастями – это возможность его работы на более высоких скоростях. За счёт разворота потока вблизи передней кромки лопасти уменьшается значение нормальной компоненты скорости, набегающего на профиль лопасти. Саблевидный ВВ позволяет затянуть волновой кризис концевых профилей лопасти, и тем самым увеличить максимальную скорость полёта.

Для исследования влияния саблевидной формы лопасти на аэродинамические характеристики (АДХ) ВВ спроектированы винты с прямыми и саблевидными лопастями для трёх высокоскоростных режимов работы – $M_\infty = 0.65, 0.70, 0.75$ при одинаковом значении относительной поступи винта. Проектирование ВВ осуществлялось при одинаковом значении относительной мощности $N_{отн} = 2 N / \rho_\infty S_{эфф} V_\infty^3$ [1] для каждого числа M_∞ , где $S_{эфф} = \pi D^2 / 4$.

Для построения геометрии прямой лопасти задаются такие параметры как: 1) количество профилей – 15 шт.; 2) формы профилей серии П ЦАГИ [2] с заданными относительными толщинами $\bar{c}$ для каждого относительного радиуса $\bar{r} = r/R$; 3) распределение крутки лопасти $\varphi(\bar{r})$, полученное с помощью метода Кишалова, реализованного в программе KiPrAr [3]. Данный метод базируется на вихревой теории с использованием экспериментальной базы данных АДХ профилей ВВ, позволяющий определить оптимальную крутку $\varphi(\bar{r})$ при заданной геометрии ВВ.

Для саблевидной лопасти необходимо дополнительно задать: 4) распределение угла саблевидности $\gamma(\bar{r})$; 5) угол саблевидной оси φ_γ – угол между плоскостью её расположения и плоскостью вращения ВВ. Для саблевидных лопастей профили устанавливались таким образом, чтобы плоскость профиля была расположена перпендикулярно радиус-вектору $\vec{R}_0$ (рис. 1). Распределение угла саблевидности $\gamma(\bar{r})$ получено на основе анализа критического числа Маха $M_{кр}$ в сечениях лопасти.

Для вычисления АДХ ВВ построены структурированные сетки изолированного ВВ, содержащие 13.3 млн. ячеек. Численные расчёты проведены с помощью солвера EWT-RoS [4], основанного на решении уравнений Рейнольдса в рамках модели турбулентности SST.

Показано, что на всех рассмотренных числах Маха саблевидные ВВ имеют большее КПД, чем прямые (рис. 2). Эффективность саблевидного отгиба возрастает с увеличением числа Маха. Для двух выбранных ВВ при $M = 0.75$ прирост КПД достигает 6%.

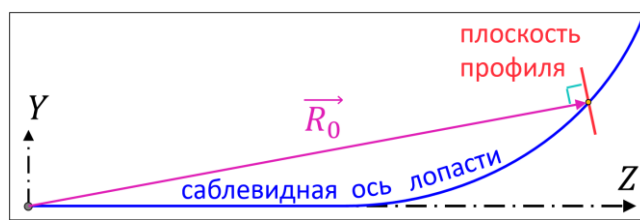


Рис. 1. Способ установки профиля для саблевидной лопасти ВВ

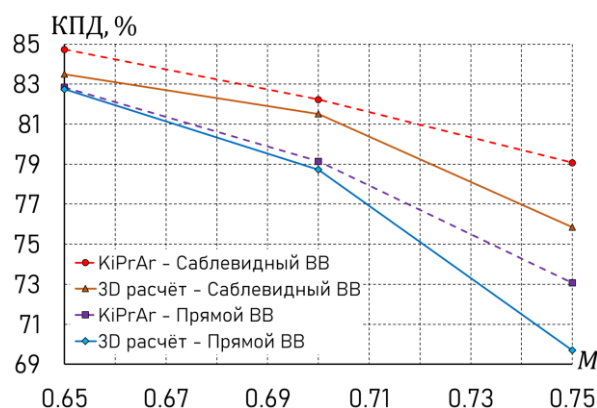


Рис. 2. Зависимость КПД ВВ от числа Маха

Литература:

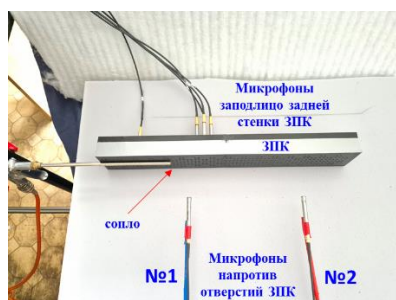
- Игнатъев С.Г. Аэродинамика воздушного винта, ЦАГИ, 2024.
- Николаева К.С., Серебрянский Я.М., Фомина В.И. Аэродинамические характеристики винтовых профилей серий ЦАГИ П-105, П-106, П-107, П-108 // Труды ЦАГИ. – 1968.
- Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2022668936 “Макет системы многодисциплинарного проектирования и оптимизация воздушного винта регионального самолета” от 07.10.2022.
- Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2016619700 “Программа расчета обтекания трехмерных вращающихся объектов потоком вязкого газа на многоблочных структурированных расчётных сетках (EWT-RoS)” от 26.08.2016.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ЭФФЕКТА ИЗЛУЧЕНИЯ ШУМА СОТОВЫМИ ЗПК ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ТУРБУЛЕНТНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

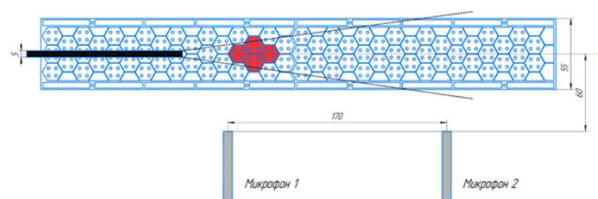
Н.Н. Остриков, М.С. Инатов (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Анализ процесса затухания звука в каналах при наличии звукопоглощающих конструкций (ЗПК) на основе решения волнового уравнения с импедансными граничными условиями показывает, что затухание звука возникает вследствие деструктивной интерференции: податливая граница излучает звук в противофазе падающей волны. Отверстия лицевых перфорированных панелей сотовых ЗПК в каналах авиадвигателей испытывают воздействие сразу двух типов пульсаций давления, которые порождают в них поток воздуха: (1) акустического давления, генерируемого вентилятором двигателя, и (2) гидродинамического давления в турбулентном пограничном слое (ТПС). Тем самым, акустический отклик ЗПК на внешнее воздействие формируется в каналах двигателя двумя различными механизмами.

В настоящей работе в лабораторных условиях поставлены прямые эксперименты по подтверждению эффекта излучения шума ЗПК под воздействием ТПС. На рисунке 1 приведена фотография установки и схема эксперимента. Используется образец калиброванных однослойных ЗПК (одинаковое расположение отверстий в каждой ячейке), впритык к лицевой поверхности которого располагается сопло диаметра 5 мм, из которого истекает поток со скоростью 242 м/с, замывающий значительное число ячеек ЗПК (рисунок 1б). Напротив лицевой поверхности ЗПК установлены два микрофона и четыре микрофона установлены заподлицо задней стенки ячеек ЗПК (красные ячейки на рисунке 1б).

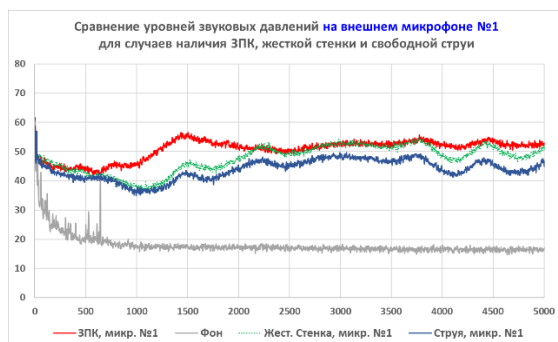


а)

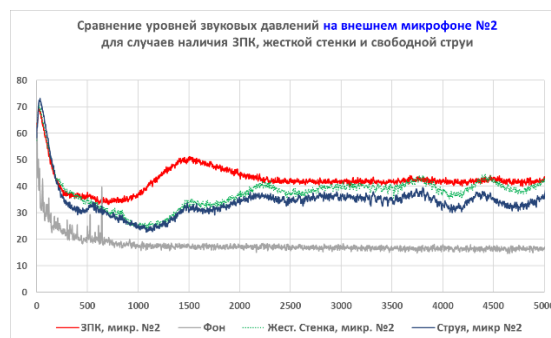


б)

Рис. 1. а) Фотография установки, б) Схема экспериментов



а)



б)

Рис. 2. Измеренные спектры. а) Микрофон №1, б) Микрофон №2

На рисунке 2 представлены измеренные спектры на двух внешних микрофонах для шума фона (серая кривая), шума свободной струи (синяя кривая), шума струи вдоль стенки образца без отверстий (зеленая кривая) и шума, излучаемого ЗПК (красная кривая). УЗД на красной кривой превышает в диапазоне частот 500-2500 Гц УЗД на зеленой кривой (достигает 20 дБ на частоте 1500 Гц), и в этом же диапазоне частот УЗД на внутренних микрофонах в ячейках достигает 90 дБ. Тем самым, продемонстрирован эффект интенсивного излучения шума ЗПК под воздействием ТПС. Проведены аналогичные испытания при использовании различных двухслойных и трехслойных ЗПК, которые показали, что различные ЗПК излучают различный шум.

Построена математическая модель излучения шума ЗПК под воздействием ТПС, которая показала, что в дальнем поле собственный шум ЗПК может маскировать широкополосный шум, излучаемый вентилятором двигателя.

ОЦЕНКА СОПРОТИВЛЕНИЯ НАДСТРОЕК ТИПА «КРЫЛО» ПРИ ТРАНЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

А.Н. Петрушкин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Современные пассажирские самолёты имеют на внешней поверхности фюзеляжа антенны связи и навигационного оборудования, что вызывает дополнительное сопротивление, которое приводит к увеличению расхода топлива. Поэтому необходимо как можно более точно предсказывать величины дополнительного сопротивления этих надстроек. Ранее для оценки сопротивления надстроек типа «крыло» использовались упрощенные методики, построенные на результатах экспериментальных исследований [1].

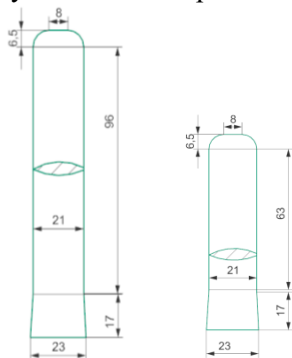


Рис. 1. Надстройки №3 и №4

В данной работе рассмотрены надстройки типа «крыло» с острыми передними кромками при различных толщинах пограничного слоя (рис. 1) в диапазоне чисел $Re_\tau \sim 1.45 \times 10^4 \div 1.75 \times 10^4$ и $M = 0.6 \div 1.25$, здесь $Re_\tau = \delta \times U_\tau / \nu$, δ – толщина пограничного слоя в месте расположения надстройки, M – число Маха внешнего потока.

В работе [2] было показано, что при сверхзвуковых числах Маха сопротивление надстройки высотой h , превышающей толщину пограничного слоя можно представить в виде:

$C_x = \delta/h \cdot C_{x\delta} + (1 - \delta/h) \cdot C_{x\infty}$, где $C_{x\infty}$ – сопротивление крыла бесконечной длины без пограничного слоя, $C_{x\delta}$ – сопротивление надстройки высотой $h = \delta$.

Сопротивление профиля крыла бесконечной длины $C_{x\infty}$ при докритических числах Маха определяется силами вязкости и его можно определить по формуле:

$C_{x\infty} = C_f(\eta_{c1} + \eta_{c2})$, где $C_f = 2 \times 0.075 / \sqrt[5]{Re_c}$ – коэффициент турбулентного трения плоской пластины, Re_c – число Рейнольдса, вычисленное по хорде профиля, η_{c1} – коэффициент, учитывающий влияние на сопротивление трения относительной толщины профиля, положения точки перехода и числа M_∞ , η_{c2} – коэффициент, учитывающий влияние на сопротивление давления относительной толщины профиля t/c при дозвуковых числах Маха. При турбулентном пограничном слое зависимость коэффициентов η_{c1} и η_{c2} от толщины профиля аппроксимируется формулами:

$$\eta_{c1} = [0.93 + 2.8 \cdot (t/c)] \cdot (1 + 5 \cdot (t/c) \cdot M_\infty^4) \quad [3],$$

$$\eta_{c2} = (2 + K) \cdot (t/c) + 60 \cdot (t/c)^4, \quad K = 4 \cdot (0.3 - x_{\text{макс}}/c) \quad [4],$$

где t/c – относительной толщины надстройки.

В транзвуковой области начинается рост сопротивления антенны, связанный с такими параметрами как, стреловидность, удлинение, сужение, положение относительной толщины профиля, геометрия передней кромки. Для оценки сопротивления антенн используется закон подобия Кармана, согласно которому при нулевой подъёмной силе имеет место зависимость вида [3]:

$$C_{x\infty}/(t/c)^{5/3} = f[|1 - M_\infty^2|/(t/c)^{2/3}, \lambda_{кр} \cdot (t/c)^{1/3}]$$

где $\lambda_{кр} = l^2/S_{кр}$ – удлинение крыла.

На рисунке 2 приведено сравнение полученных расчётных данных по сопротивлению надстройки с экспериментальными данными работы [1]. Получено удовлетворительное согласование расчётных и экспериментальных данных.

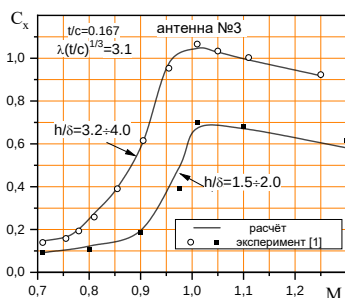


Рис. 2. Сопротивление надстройки №3

Литература:

1. Федоренко Г.А., Павленко И.В. Надстройки внешней поверхности самолётов (коэффициенты аэродинамического сопротивления) / Альбом. — М.: ЦАГИ, 1989. — 66с.
2. Gaudet L. Measurement of the drag of varies three-dimensional excrescences immersed in turbulent boundary layers. Aeronautical Journal, v.91, №904, April 1987.
3. Краснов Н. Ф. Основы аэродинамического расчета: Аэродинамика тел вращения, несущих и управляющих поверхностей. Аэродинамика летающих аппаратов // Учебное пособие. Изд. 2-е, — М.: ЛЕНАНД, 2022.
4. Аэродинамика ракет//Под редакцией М. Хемша и Дж. Нильсена, Кн. 2 Методы аэродинамического расчёта. — М.: «Мир», 1989.

ПЕРСПЕКТИВЫ И ПРОБЛЕМЫ ИНТЕГРАЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ОБЛИК САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

Е.А. Пигусов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Традиционным недостатком разработки перспективных технологий является неравномерная их проработка по дисциплинам. Например, достижение УГТ-3 по аэродинамике не означает, что такой же УГТ достигается и в части прочности. Данный недостаток возможно снизить за счёт интеграции разрабатываемых технологий в облик перспективного летательного аппарата (ЛА) и отработке их на наземных стендах функциональности, а также на лётных демонстраторах, где, независимо от желания разработчиков технологий, необходимо решать комплексную задачу с высокими техническими требованиями, что и реализуется в рамках комплексных научно-технологических проектов (КНТП). Отдельно стоит отметить, что эффективность «изолированной» технологии может быть оценена методом весовых коэффициентов, в том числе по результатам интеграции в облик существующих или перспективных ЛА. Однако зачастую некоторые технологии фактически являются основой технической концепции и требуют разработки сопутствующих технологий для реализации синергетического эффекта. При этом важным является выполнение оценок по единой методологии, так как в настоящее время практически на каждом предприятии есть свои подходы к анализу, но зачастую они неформализованы и не верифицированы.

В работе представлены основные направления исследований по интеграции перспективных технологий в облик ЛА и обобщён опыт выполнения научно-исследовательских работ связанных с интеграции перспективных технологий в облик самолетов транспортной категории, и создания демонстраторов технологий в рамках реализации КНТП.

ЧИСЛЕННЫЙ БИМФОРМИНГ В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ: МЕТОД И ПРИМЕНЕНИЕ

Г.М. Плаксин, Т.К. Козубская. (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва)

Технология натурального бимформинга, то есть технология идентификации акустических источников, формируемых при турбулентном обтекании твердых тел, на основании данных физического эксперимента, (см., например, [1], [2]) начала формироваться достаточно давно и в настоящее время находится на высоком уровне развития. Однако применение таких технологий по отношению к данным эксперимента вычислительного не позволяет в полной мере учесть его особенности. К таким особенностям, в частности, относится сходимость решения в зависимости от шага сетки и, как следствие, требование непрерывности функции интенсивности источника, а также возможность размещать виртуальные микрофоны в произвольной геометрической конфигурации и подвижной системе координат.

В работе [3] приводится описание метода численного бимформинга для источника монопольного типа, позволяющего учитывать подобные особенности вычислительного эксперимента. Данный подход строится для определения непрерывной, что существенно, функции интенсивности источника и представляет из себя постановку и метод численного решения обратной задачи по восстановлению плотности простого слоя в случае источника монопольного типа и одновременно плотностей и простого, и двойного слоя в случае источников дипольного и смешанного типов [4].

Метод численного бимформинга демонстрирует хорошую работоспособность при решении практических задач. Так, в [5] показан достаточно высокий уровень согласования результатов численного бимформинга с экспериментальными исследованиями по сегменту прямого крыла 30P30N [5]. Разработанный подход также применяется для обработки объемных пространственно-временных данных газодинамического расчета по моделированию турбулентного обтекания модели прототипа сверхзвукового самолета на режиме посадки [6]. Его результаты дают представление о локализации и амплитудно-частотных характеристиках акустического источника на крыле. Анализ получаемого решения с точки зрения теории обратных задач и физических представлений о механизмах генерации шума говорит в пользу его корректности.

В докладе приводится обзор метода численного бимформинга и получаемых при его помощи практических результатов. Рассматривается постановка обратной задачи, численный метод ее решения, верификационные и валидационные исследования, а также результаты решения промышленно-ориентированной задачи.

Литература:

1. Sijtsma P. Experimental Techniques for Identification and Characterisation of Noise Sources // *Advances in Aeroacoustics and Applications* / ed. by J. Anthoine, A. Hirschberg. — Rhode-Saint-Genese, Belgium : von Karman, Institute for Fluid Dynamics, 2004. — (VKI Lecture Series).
2. Копьев В. Ф., Ершов В. В., Храмов И. В., Кустов О. Ю. Повышение точности локализации дипольных источников звука с помощью плоских микрофонных антенн // *Акустический журнал*, 2023, Т. 69, с. 191–206
3. Козубская Т. К., Плаксин Г. М., Софронов И. Л. Постановка и метод решения задачи бимформинга для локализации акустического источника на основе данных вычислительного эксперимента // *Журнал вычислительной математики и математической физики*, 2021, Т. 61, стр. 1904–1926. DOI: 10.31857/S0044466921110120
4. Kozubskaya T.K., Plaksin G.M., Sofronov I.L. On Numerical Beamforming for Correlated Dipole-Type Sources // *Computational Mathematics and Mathematical Physics*, 2023, 63(11), pp. 2162–2175. DOI: 10.1134/S0965542523110131
5. Плаксин Г. М., Козубская Т. К., Софронов И. Л. О численном бимформинге для идентификации акустического источника по данным суперкомпьютерного моделирования // *Доклады российской академии наук Раздел (Математика, Информатика, Процессы управления)*, 2024, Т. 64, с. 52–59. DOI: 10.31857/S2686954324050098
6. Kozubskaya T.K., Plaksin G.M., Sofronov I.L., Rodionov P.V.. Numerical Study of Noise Sources Generated by Wing of Supersonic Business Jet in Landing Mode // *Supercomputing Frontiers and Innovations*, 2025, 12(1), pp. 112–132. DOI: 10.14529/jsfi250108

ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩЕЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ НОСОВОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА ПРОТОТИПА СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ПОСАДКИ

П. В. Родионов, Г. М. Плаксин, Т. К. Козубская (ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, г. Москва)

В настоящее время в России и других странах наблюдается значительный интерес к проектированию сверхзвуковых гражданских самолетов (СГС) нового поколения. В качестве примеров соответствующих исследовательских программ можно отметить Программу создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России и программу «Quesst» (Quiet SuperSonic Technology), выполняемую NASA в сотрудничестве с Lockheed Martin. Основной задачей указанных работ является поиск возможностей построения новых моделей СГС, которые в отличие от СГС первого поколения будут рассчитаны на перевозку небольшого числа пассажиров и смогут обеспечивать низкий уровень звукового удара, позволяющий осуществлять сверхзвуковые полеты над населенными пунктами.

Одним из технических приемов, способствующих уменьшению уровня звукового удара на крейсерском режиме полета, является удлинение носовой части фюзеляжа СГС (см., например, геометрию демонстратора Lockheed Martin X-59 [1] или варианты моделей прототипа СГС, разработанные в научном центре мирового уровня «Сверхзвук» [2]). Следует отметить, что на режимах взлета и посадки удлинение носовой части фюзеляжа потенциально может приводить к ухудшению устойчивости и управляемости летательного аппарата, особенно при наличии сильного бокового ветра (при больших углах скольжения).

Целью настоящей работы является исследование при помощи средств численного моделирования аэродинамических характеристик нестационарного обтекания носовой части фюзеляжа прототипа СГС стандартной компоновки на режиме посадки для различных углов атаки и скольжения. В процессе расчетов анализируется спектральный состав пульсаций аэродинамических сил и моментов, а также рассчитывается пульсационное давление на обтекаемой поверхности. Для одного из режимов обтекания рассматривается вопрос о зависимости получаемых численных результатов от параметров сеточного разрешения.

Вихреразрешающее моделирование турбулентного течения сплошной среды (воздуха) осуществляется в рамках гибридного RANS-LES подхода DDES [3, 4] с подсеточным масштабом $\Delta = \hat{\Delta}_\omega$ [3] и подсеточной моделью σ [5] в LES области и моделью Спаларта–Аллмараса (SA) в RANS области. Данный подход использовался авторами настоящей работы ранее для численного моделирования шума крыла прототипа СГС на режиме посадки [6].

Все расчеты выполнены на неструктурированных смешанно-элементных сетках при помощи кода NOISEtte [7] и конечно-объемной вершинно-центрированной схемы EBR5. Вычисления проведены на гибридных суперкомпьютерах K60 и K120, установленных в Суперкомпьютерном Центре коллективного пользования ИПМ им. М. В. Келдыша РАН.

Авторы выражают благодарность сотрудникам ЦАГИ А. В. Лысенкову и И. С. Матяшу за полезные консультации по постановке задачи и анализу численных результатов.

Литература:

1. NASA Quesst mission [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nasa.gov/mission/quesst/> (дата обращения: 20.08.2026).
2. А.В. Волков, У.Г. Ибрагимов, О.В. Карась, М.А. Меньяйлов, И.Л. Чернышев. Оптимизация компоновки сверхзвукового самолета с целью уменьшения сопротивления и звукового удара // Математическое моделирование. 2025. Т. 37, № 2. С. 45–62.
3. C. Mockett, M. Fuchs, A. Garbaruk, M. Shur, P. Spalart, M. Strelets, F. Thiele, A. Travin. Two non-zonal approaches to accelerate RANS to LES transition of free shear layers in DES // Progress in Hybrid RANS-LES Modelling. 2015. V. 130. P. 187–201.
4. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.K. Strelets, A.K. Travin. An Enhanced Version of DES with Rapid Transition from RANS to LES in Separated Flows // Flow, Turbulence and Combustion. 2015. V. 95(4). P. 709–737.
5. F. Nicoud, H.B. Toda, O. Cabrit, S. Bose, J. Lee. Using singular values to build a subgrid-scale model for large eddy simulations // Physics of Fluids. 2011. V. 23(8). P. 085106.
6. A.P. Duben, T.K. Kozubskaya, P.V. Rodionov. Wing Noise Simulation of Supersonic Business Jet in Landing Configuration // Supercomputing Frontiers and Innovations. 2024. V. 11(3). P. 74–92.
7. I.V. Abalakin, P.A. Bakhvalov, V.G. Bobkov, A.P. Duben, A.V. Gorobets, T.K. Kozubskaya, P.V. Rodionov, N.S. Zhdanova. NOISEtte CFD&CAA Supercomputer Code for Research and Applications // Supercomputing Frontiers and Innovations. 2024. V. 11(2). P. 78–101.

УЧЕТ ВЗАИМОВЛИЯНИЯ ПЛАНЕРА И СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПРИ ОЦЕНКЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.А. Савельев, Р.А. Штин (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

В работе исследуется аэродинамическое взаимодействие планера летательного аппарата (ЛА) и его силовой установки. Объектом исследования является перспективный магистральный самолёт с двумя турбореактивными двухконтурными двигателями (ТРДД) с высокой степенью двухконтурности ($m = 14$) и раздельным истечением потоков внутреннего и наружного контуров (рис.1). Для количественной оценки интерференционных эффектов проводится аэродинамическое численное моделирование трёх конфигураций: ЛА с работающим двигателем, схема с проточной мотогондолой и изолированный двигатель. Компоновки исследуются в условиях крейсерского полёта. Расчёты выполнены методом RANS с моделью турбулентности SST в программе EWT-TsAGI [1,2]. Анализ основан на методике разделении аэродинамических сил, действующих на ЛА с работающей силовой установкой [3].

Сравнение компоновок с проточной мотогондолой и с работающим двигателем позволяет выделить интерференционные эффекты, обусловленные воздействием высокоскоростной реактивной струи на элементы планера. Сравнение изолированного двигателя с двигателем в компоновке позволяет оценить влияние внешнего обтекания на тяговые характеристики. Результаты расчётов при фиксированной вертикальной силе представлены на рис.2. Установлено наличие как благоприятных, так и неблагоприятных интерференционных эффектов. В частности, наличие реактивной увеличивает аэродинамического сопротивления мотогондолы, но способствует снижению сопротивления планера. Также выявлено значительное изменение аэродинамических сил на элементах сопла, обтекаемых реактивной струёй, из-за установки двигателя под крыло.



Рис. 1. Геометрия исследуемой компоновки

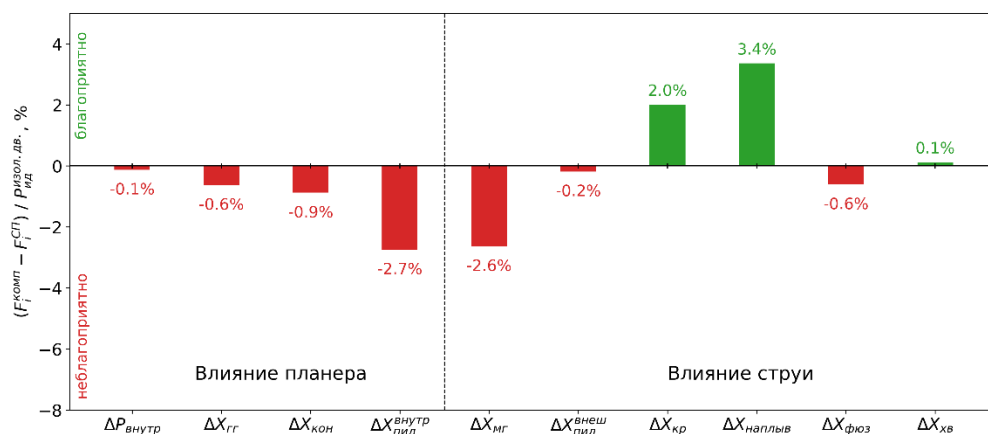


Рис. 2. Изменение аэродинамических сил элементов конструкции при переходе от суперпозиции «ЛА с проточной мотогондолой + изолированный двигатель» к компоновке с работающим двигателем. Элементы (слева направо): внутренняя часть сопла, внешняя часть капота газогенератора, конус центрального тела сопла, часть пилона в зоне действия струи, мотогондолой, внешняя часть пилона, крыло, наплыв, фюзеляж, хвостовое оперение

Литература:

1. Власенко В.В., Кажан Е.В., Матяш Е.С., Михайлов С.В., Трошин А.И. Численная реализация неявной схемы и различных моделей турбулентности в расчетном модуле ZEUS // Труды ЦАГИ. 2015, № 2735, с. 5-49.
2. Михайлов С.В. Принципы построения программного кода для решения задач аэродинамики и аэроакустики // Математическое моделирование. 2017. Т. 29, № 9. С. 49–61.
3. 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, с. 1–17.

ПОСТРОЕНИЕ НИЖНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА СО ЗВУКОВЫМИ ПЕРЕДНИМИ КРОМКАМИ

Д.Р. Семенов, С.А. Таковицкий (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

При построении сверхзвуковых летательных аппаратов важным является вопрос о выборе конфигурации треугольного крыла. В этой области используются методы оптимизации срединной поверхности крыла, базирующиеся на линейной теории [1-3], и газодинамического конструирования с использованием плоских и конических течений за скачками уплотнения [4-7]. Сопоставлению решений, полученных разными подходами, не уделялось достаточного внимания. В представленной работе проведено сопоставление конфигураций нижней поверхности треугольного крыла со звуковыми передними кромками в рамках уравнений Эйлера. Рассмотренные варианты конфигураций определены теоретическими положениями линейной теории (крыло с плоской нижней поверхностью, крыло с оптимальной конической круткой [8]) и теории косых скачков уплотнения (Λ -волнолёт [9]). Установлено превосходство крыла с конической круткой по значениям аэродинамического качества в диапазоне умеренных сверхзвуковых скоростей и значений коэффициента подъемной силы.

Литература:

1. Tucker W. A. Design considerations for wings having minimum drag due to lift // NACA TN 3317. 1954.
2. Притуло Т. М., Таковицкий С. А. Оптимизация поверхности треугольного крыла путем ее простейших деформаций // Уч. зап. ЦАГИ. 1996. Т. XXVII. № 3–4. С. 13–21.
3. Ignatieva A. V., Silantiev V. A. Optimization of a lifting system with a given planform in supersonic flow // Proc. of the Third Russian–Korean Intern. sympos. of Science and technology, Novosibirsk, Russia, 1999. P. 82–87.
4. Келдыш В. В., Майкапар Г. И. Газодинамическое конструирование гиперзвуковых самолётов // Изв. АН СССР, МЖГ, 1969, №3, С. 177–185.
5. Майкапар Г. И., Пятнова А.И. Выбор основных параметров крыла с Λ -образным поперечным сечением // Уч. зап. ЦАГИ. 1984. Т. XV. № 1. С. 104–109.
6. Майкапар Г. И. Сравнение волнолётов различной формы // Уч. зап. ЦАГИ. 1985. Т. XVI. № 4. С. 100–104
7. Мажуль И. И. Сравнительный анализ аэродинамики волнолётов построенных на основе конических и плоских сечений // Теплофизика и аэромеханика, 2007, том 14, № 1, С. 99–112
8. Таковицкий С. А. Коническая деформация треугольного крыла со звуковыми передними кромками // ПММ. 2014. Т. 78. Вып. 4. С. 471–484.
9. Келдыш В. В. Точные решения для несущих тел с одним и двумя плоскими скачками уплотнения. // Инж. ж., 1961, т. I, вып. 3.

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВНУТРЕННИМ ПНЕВМАТИЧЕСКИМ НАГРУЖЕНИЕМ ГЕРМООТСЕКОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.Я. Стерлин, И.С. Иванушкин. (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Программы пневматического нагружения (наддува), как правило, имеют трапецевидную форму с регламентированными по времени участками набора, стабилизации и сброса давления. При имитации одного полета реализуется только один цикл нагружения. Расход воздуха, потребный на набор давления и обеспечения работы системы теплосмен в сотни раз превышает потребность воздуха на стабилизацию максимального уровня давления в гермоотсеках. Возмущения, вносимые программным изменением давления и системами теплосмен, носят детерминированный характер. Причем, если изменение программного сигнала обозначить $q(t)$, а внешнее возмущение от теплосмен $f(t)$, то выполняются условия: если $\dot{q}(t) \neq 0$, то $\dot{f}(t)=0$; если $\dot{q}(t)=0$, то $\dot{f}(t) \neq 0$. Динамические свойства объекта наддува изменяются в ходе испытаний (меняется герметичность).

Учитывая перечисленные особенности пневматического нагружения для повышения точности регулирования давления наиболее перспективным является применение комбинированных систем управления с регуляторами переменной структуры в цепи обратной связи. Правильный выбор схемотехнических решений и параметров настройки средств управления требует изучения динамических свойств авиационных гермоотсекков как объектов автоматизации. Поскольку вне зависимости от размеров и технологии внутреннего нагружения все объекты аналогичны по своим свойствам, возникла возможность разработки обобщенной математической модели, в состав которой входят собственно гермоотсек и пневматические исполнительные органы.

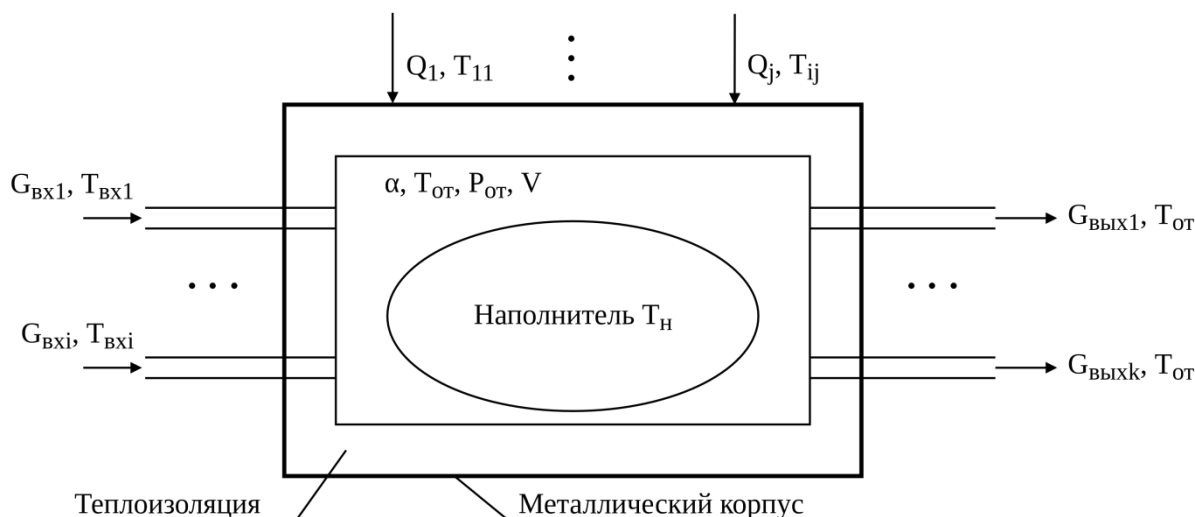


Рис. 1. Схематическое изображение объекта пневматического нагружения

О БИФУРКАЦИИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ НЬЮТОНА

С.А. Таковицкий (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В приближении формулы Ньютона для коэффициента давления на поверхности тонких тел получено аналитическое решение задачи построения тел с эллиптическими сечениями и круглым основанием, имеющих минимальное волновое сопротивление. Решение объединяет осесимметричные тела с передним торцом (рис. 1) и тела с передней кромкой (рис. 2). Найдено удлинение тела, соответствующее бифуркации решения с переходом между осесимметричными и неосесимметричными телами.

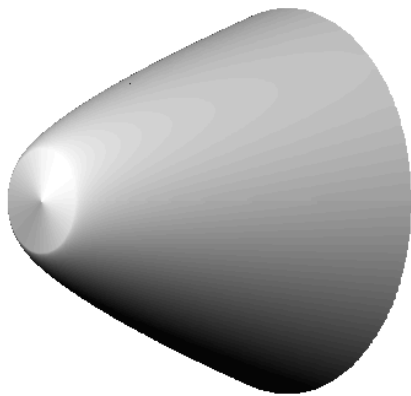


Рис. 1. Тело с торцом

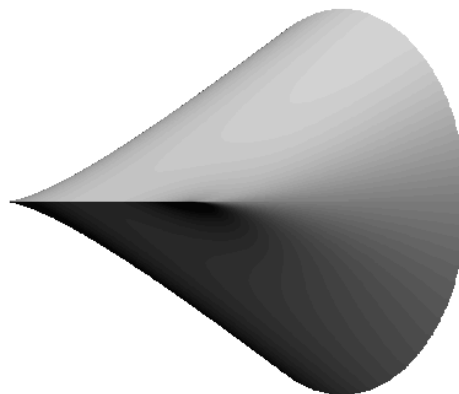


Рис. 2. Тело с кромкой

ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩИХ РАСЧЕТОВ ОТРЫВА ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ СКАЧКОМ УПЛОТНЕНИЯ

А.И. Трошин (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Численное моделирование локализованных отрывов потока с размерами, сопоставимыми с толщиной пограничного слоя, является до сих пор сложной задачей вычислительной аэродинамики. Описание таких течений оказывается ненадежным как в рамках уравнений Рейнольдса [1], так и при вихреразрешающем моделировании [2]. Решение этой задачи актуально, поскольку точность предсказания условий возникновения и характеристик отрыва влияет на допустимые углы атаки, силу бокового ветра на взлете и некоторые другие параметры работы летательных аппаратов.

Рассматривается численное моделирование отрыва пограничного слоя в постановке [3]. Косой скачок уплотнения взаимодействует с турбулентным пограничным слоем на пластине при числе Маха 3. За скачком следует волна Прандтля–Майера. Число Рейнольдса, определенное по толщине пограничного слоя в контрольном сечении δ_0 , равно $2.03 \cdot 10^5$. Интенсивность скачка подобрана так, чтобы возникал развитый отрыв со средней длиной $15.5\delta_0$. В ранее проведенных вихреразрешающих расчетах этого течения с разными численными методами [2] и моделями турбулентности [4] не удалось воспроизвести длину отрыва: во всех расчетах она была занижена на 15–28%.

В данном докладе продолжено изучение факторов, влияющих на описание этого течения, в рамках подхода LES с использованием пристеночных функций. Выбраны следующие элементы метода: подсеточная модель — анизотропная модификация модели Смагоринского; пристеночные функции — равновесные, для сжимаемых течений, основанные на аппроксимации Сполдинга; численная схема — симметричная, конечно-объемная, с оптимизированным дисперсионным соотношением, с сохранением кинетической энергии и энтропии и с адаптивным переключением на монотонизированную противопоточную схему высокого разрешения на скачках уплотнения; генератор синтетической турбулентности на входной границе — на основе [5].

Построены три вложенные сетки мощностью от 0.45 млн до 28.8 млн ячеек. Показано влияние средних профилей задаваемого на входе пограничного слоя на длину отрыва. Изучено влияние константы Смагоринского C_s в диапазоне 0.1–0.18 и продемонстрирован неожиданный эффект: на сетках разной густоты зависимость длины отрыва от C_s имеет разные знаки. Изучено, в какой области течения значение C_s влияет на отрыв сильнее всего. Показано, что величина C_s в

присоединенном пограничном слое вверх по потоку от точки отрыва существенно влияет на длину отрыва, а в рециркуляционной области ниже по потоку зависимости практически нет.

Отдельно было рассмотрено влияние параметров, определяющих характеристики *разрешенных* пульсаций генератора синтетической турбулентности: Показано, что в зависимости от задаваемого масштаба длины вносимых пульсаций скорости пограничный слой, пройдя этап релаксации, принимает разные состояния, характеризующиеся разными турбулентными структурами в его внешней части. Это существенно влияет на положение точки отрыва. Такая «неединственность» турбулентного пограничного слоя требует тщательного изучения, поскольку из представленных расчетов можно заключить, что информация о турбулентных структурах должна входить в число определяющих параметров, задаваемых на границе расчетной области.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-79-10064, <https://rscf.ru/project/24-79-10064/>.

Литература:

1. D. Knight, H. Yan, A.G. Panaras, A. Zheltovodov. Advances in CFD prediction of shock wave turbulent boundary layer interactions // Prog. Aerosp. Sci., v. 39, pp. 121–184, 2003.
2. А.И. Трошин, С.В. Бахнэ. Применение гибридных RANS/LES-методов для расчета отрыва турбулентного пограничного слоя из-под скачка уплотнения // Мат. моделирование, т. 35, №10, с. 36–52, 2023.
3. V. Pasquariello, S. Hickel, N.A. Adams. Unsteady effects of strong shock-wave/boundary-layer interaction at High Reynolds number // J. Fluid Mech., v. 823, pp. 617–657, 2017.
4. А.И. Трошин, А.О. Будникова. Влияние типа гибридного RANS/LES-метода на результаты расчета отрыва турбулентного пограничного слоя скачком уплотнения // Мат. моделирование, т. 37, №5, с. 22–40, 2025.
5. C.U. Buice. Experimental investigation of flow through an asymmetric plane diffuser // Stanford University, 1997.
6. 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 Turbul. Combust., v. 93, pp. 63–92, 2014.

О ДОМИНИРУЮЩИХ МЕХАНИЗМАХ ГЕНЕРАЦИИ ШУМА ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙ

Г.А. Фараносов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

Акустическое излучение турбулентных струй на протяжении многих десятилетий остается значимой компонентой шума на местности гражданских самолетов. При этом до настоящего времени механизмы генерации шума струи остаются не вполне ясными, что, в частности, выражается в большом количестве разноплановых физических моделей, связывающих его возникновение с теми или иными аспектами турбулентного течения: нестационарным движением турбулентных вихрей, собственными колебаниями турбулентных вихрей, линейными крупномасштабными структурами (волнами неустойчивости), комбинациями этих источников, пульсационным движением на границе слоя смешения [1-10]. Между тем, именно достаточно глубокое физическое понимание механизмов шумообразования является ключевым шагом к разработке эффективных методов снижения шума.

Основная трудность в достижении такого понимания вязана, главным образом, со следующими фундаментальными аспектами. Во-первых, сама проблема турбулентности до сих пор остается нерешенной в общем случае. Во-вторых, акустическое излучение является слабым (по сравнению с суммарной энергией пульсаций) «побочным» продуктом турбулентного движения. Таким образом, для построения адекватных физических моделей генерации шума необходимо выявить и корректно учесть именно те «тонкие» особенности турбулентных пульсаций, которые ответственны именно за акустическое излучение. Для оценки того, какие из предлагаемых моделей более адекватно описывают процессы шумообразования в струях, оказывается полезным использование сочетания хорошо поставленного физического и валидированного вычислительного экспериментов. Использование подобной комбинации позволяет вскрыть некоторые не вполне тривиальные закономерности акустического излучения струи и достаточно достоверно определить общую природу доминирующих механизмов генерации шума в зависимости от параметров истечения струи. Результаты такого анализа, на основе последних экспериментальных и расчетных данных для дозвуковых и сверхзвуковых струй, полученных в акустическом отделении ЦАГИ, представлены в настоящей работе.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 26-11-00377, <https://rscf.ru/project/26-11-00377/>.

Литература:

1. Lighthill M.J. On sound generated aerodynamically: I. general theory // Proc. Royal Soc. Series A. 1952. V. 211. P. 564–581.
2. Goldstein M.E. A generalized acoustic analogy // J. Fluid Mech. 2003. V. 488. P. 315–333.
3. Копьев В.Ф., Чернышев С.А. Новая корреляционная модель каскада турбулентных пульсаций как источника шума в струях // Акуст. журн. 2012. Т. 58, № 4. С. 482–497.
4. Tam C.K.W., Burton D.E. Sound generated by instability waves of supersonic flows: Part 2. Axisymmetric jets // J. Fluid Mech. 1984. V. 138. P. 273–295.
5. Зайцев М.Ю., Копьев В.Ф., Чернышев С.А. Экспериментальное исследование роли волн неустойчивости в механизме излучения шума сверхзвуковой струей // Изв. РАН. МЖГ. 2009. № 4. С. 124–133.
6. Kopiev V., Zaitsev M., Chernyshev S., Ostrikov N. Vortex ring input in subsonic jet noise // International Journal of Aeroacoustics. 2007. V. 6, N. 4. P. 375–405.
7. Tam C.K., Viswanathan K., Ahuja K.K., Panda J. The sources of jet noise: experimental evidence // J. Fluid Mech. 2008. V. 615. P. 253–292.
8. Cavalieri A.V., Jordan P., Colonius T., Gervais Y. Axisymmetric superdirectivity in subsonic jets // J. Fluid Mech. 2012. V. 704. P. 388–420.
9. Крашенинников С.Ю. Турбулентные струи. Особенности динамики течений, процессов смешения и шумообразования. М.: ЦИАМ, 2024. 124 с.
10. Бычков О.П., Зайцев М.Ю., Копьев В.Ф., Фараносов Г.А., Чернышев С.А. О двух подходах к моделированию шума низкоскоростных дозвуковых струй // Доклады Российской Академии Наук. Физика, Технические Науки. 2022. Т. 506, № 1. С. 16–25.

НОВОСТИ МИРОВОГО АВИАСТРОЕНИЯ 2026 гг.

А.А.Фирсов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

В докладе по материалам открытых источников – иностранной печати и информационных сайтов авиационных новостей – представлена информация о новинках в мировом авиастроении за истекший год.

В гражданской авиации всё ещё не удалось добиться возвращения к «доковидным» объёмам производства, продолжаются трудности с поставкой комплектующих и обеспечением ремонта авиапарка. Серьёзные финансовые и производственные трудности испытывает «Боинг». Задерживается сертификация новых моделей самолётов: «Боинг 777X» и «737 MAX 7». Европейский «Эрбас» не может добиться прибыльности производства регионального пассажирского A220. Из новинок можно отметить дальнемагистральный «Эрбас A350XLR-1000», установивший рекорд дальности для пассажирского самолёта, и первый полёт бизнес-джета «Фалкон X». Продолжаются проблемы с двигателями фирм «Роллс-Ройс» и «Пратт-Уитни», осложняющие работу авиаперевозчиков.

Активно ведутся работы по перспективным направлениям развития гражданской авиации: разработка самолётов нестандартных схем — «летающего крыла» с несущим фюзеляжем, сверхзвуковых пассажирских самолётов, электrolётов для региональной авиации.

Несколько снизилась активность работ по «средствам индивидуальной воздушной мобильности», хотя продолжают испытания и поставляются заказчикам первые образцы вертикально взлетающих транспортных средств для использования в городской застройке (США, КНР); организуется серийное производство ряда из них.

В военной авиации активно идут работы по истребителям пятого поколения, в первую очередь с точки зрения их коммерческих перспектив (Корея выпустила первый серийный KF-21, Китай представил экспортный вариант J-35A, Турция готовится поднять в воздух первый опытный TH-21 «Хаган»). США, Германия, Франция, Испания, Великобритания, Швеция, Япония запускают программы по самолётам шестого поколения; работы ведутся в том числе по международным программам, таким как GCAP. КНР продолжает испытания новых самолётов, предположительно шестого поколения. Всё большую популярность приобретает идея боевой группы из пилотируемого самолёта и одного или нескольких БПЛА, получающих от него управляющие указания (по типу Kratos UAS XQ-58A «Валькирия»); идёт дискуссия о переходе на чисто беспилотную авиацию.

Продолжаются лётные испытания нового американского бомбардировщика B-21 и программы модернизации стратегической авиации США (B-2 и модернизация B-52, несмотря на катастрофу с первым опытным самолётом).

Растёт число заказчиков на новые транспортные, патрульные самолёты и самолёты-заправщики: Embraer KC-390. Обновляется парк учебных самолётов (Боинг-Saab T-7, L-20, M-345HET, FA-50, «Харджун» и другие). Реализуются программы обновления парка самолётов ДРЛОиУ (самолёты E-7, KJ-3000, «Гольфстрим»).

В области ракетной техники активно ведутся работы по «дешёвым» ракетам большой дальности (крылатым и баллистическим, наземного и воздушного базирования) и ударным БПЛА. Использование для их наведения средств космической разведки и навигации переводит боевые действия из воздушных операций в «воздушно-космические».

В области космонавтики активно идут работы по многоразовым РН и платформам для морского запуска. Развивается сектор космического туризма.

Расширяются работы по транспортным БПЛА, в том числе большой грузоподъёмности. Идёт работа по законодательному регулированию полётов БПЛА, в том числе БПЛА с пассажирами.

Сохраняется интерес к высотным барражирующим БПЛА (псевдоспутники, такие как UAVOS и Zephyr S HAPS).

В индустрии растёт применение композитов, активно используются аддитивные технологии, в том числе в двигателестроении, что может привести к полной перестройке производственных цепочек.

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.

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МЕРИДИОНАЛЬНОГО УСКОРЕНИЯ ПОТОКА НА КОЭФФИЦИЕНТ НАПОРА ОСЕВЫХ ВЕНТИЛЯТОРОВ

А.С. Фурашов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Осевые вентиляторы широко применяются в различных областях техники благодаря высокой производительности и простоте конструкции. Повышение коэффициента напора обычно достигается увеличением окружной скорости рабочего колеса или применением многоступенчатых схем. Первый подход сопровождается ростом шума и механических напряжений, второй — увеличением массы и габаритов установки. Одним из перспективных способов повышения напора является меридиональное ускорение потока, возникающее при уменьшении площади проходного сечения. Оно снижает диффузорность течения в межлопаточных каналах и позволяет повысить аэродинамическую нагруженность ступени без увеличения окружной скорости.

Для исследования использована разработанная ранее квазитрёхмерная математическая модель течения на осесимметричных поверхностях тока, основанная на квазиконформном отображении и методе дискретных вихрей. Благодаря отсутствию расчётной сетки модель требует значительно меньших вычислительных затрат по сравнению с RANS и позволяет эффективно проводить параметрические исследования.

Выполнено расчётное исследование вентиляторов с различной степенью меридионального ускорения. Установлено, что влияние ускорения определяется взаимодействием двух противоположных факторов. С одной стороны, ускорение уменьшает диффузорность течения и снижает вероятность отрыва потока. С другой стороны, для сохранения заданного коэффициента напора требуется увеличение изгиба профилей, сопровождающееся ростом диффузорности. В результате существует оптимальная величина меридионального ускорения, обеспечивающая максимальный коэффициент теоретического напора. Показано, что с увеличением расчётной нагруженности ступени оптимальное ускорение возрастает, что позволяет применять данный подход при проектировании высоконапорных вентиляторов.

Полученные результаты подтверждены экспериментальными исследованиями вентилятора диаметром 700 мм и расчётами RANS. На расчётном режиме отклонение коэффициента теоретического напора, полученного квазитрёхмерной моделью, от экспериментальных данных составило менее 1 %. Сравнение распределения коэффициента теоретического напора по высоте лопатки также показало удовлетворительное соответствие эксперименту.

Полученные результаты свидетельствуют о возможности расширения области применения одноступенчатых осевых вентиляторов в сторону более высоких коэффициентов напора без увеличения окружной скорости рабочего колеса. Разработанная модель может использоваться при предварительном проектировании и многопараметрической оптимизации высоконапорных вентиляторов.

Литература:

1. Брусиловский И.В. Вентиляторы с меридиональным ускорением потока // Промышленная аэродинамика – М.: Оборонгиз, 1962 – № 24 – С. 74–81.
2. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью – М.: Наука, 1978 – 352 с.
3. Степанов Г.Ю. Гидродинамика решёток турбомашин – М.: Физматгиз, 1962 – 512 с.
4. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя – М.: Наука, 1969 – 744 с.

УПРУГОПОДОБНОЕ ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ САМОЛЕТА

А.О. Шардин, А.А. Юстус, И.Н. Качарава, В.А. Малютин (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Экспериментальные исследования аэродинамических моделей натурного летательного аппарата продолжаются в течение всего его жизненного цикла. В частности, трубные испытания моделей пассажирских самолетов выполняются начиная с ранних стадий разработки, в сопровождение летных испытаний, а также после ввода самолета в эксплуатацию. На аэродинамической модели самолета, наряду с исследованием общих аэродинамических характеристик, характеристик устойчивости и управляемости, проводятся аэроупругие исследования, в т.ч. хвостового оперения с точки зрения влияния упругости конструкции на действующие аэродинамические нагрузки и эффективность органов управления.

В обеспечение экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе для взлётно-посадочных и крейсерских режимов полета спроектирована аэродинамическая модель, оснащенная упругоподобными консолями горизонтального и вертикального оперения, каждая из которых устанавливается на внутримодельных тензометрических весах, измеряющих нормальную силу, изгибающий и крутящий моменты (рис.1).

Разработанная модель позволит уточнить квазистатическую составляющую аэродинамических нагрузок, действующих на оперение, в том числе при срыве потока с задней кромки крыла.

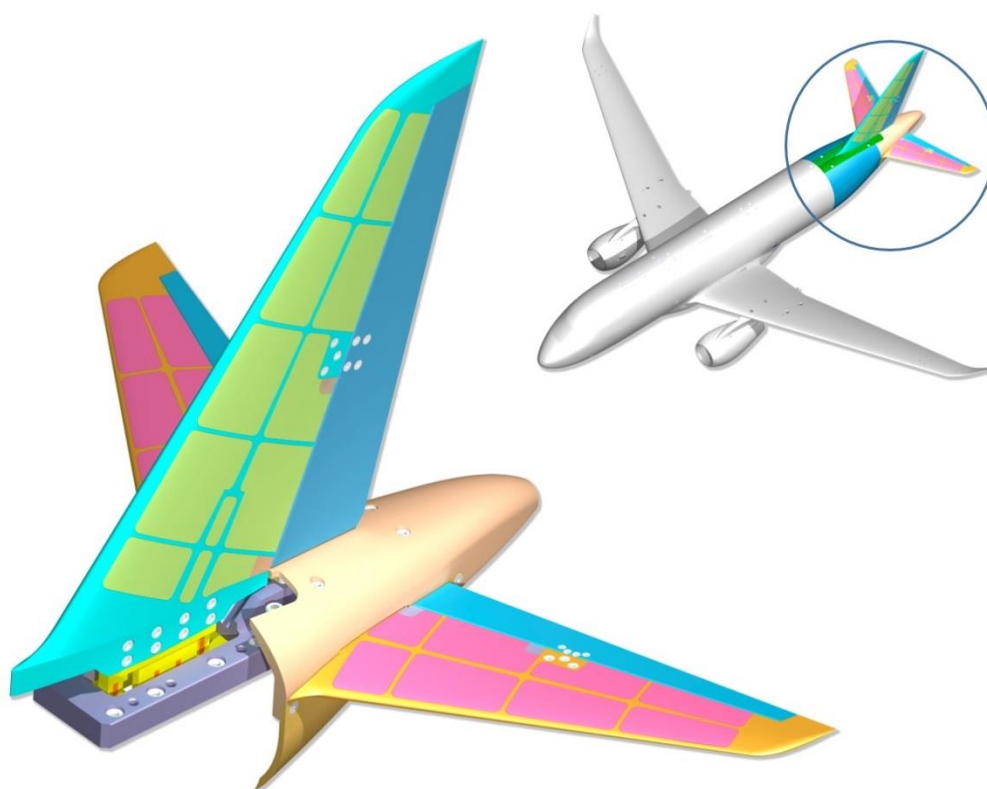


Рис.1. Упругоподобное оперение регионального самолета

АНАЛИЗ АЛГОРИТМОВ ЛИНЕЙНОГО ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННОГО СТЕНДА АС-3М ПО 4 КООРДИНАТАМ С ЦЕЛЬЮ ОПТИМИЗАЦИИ ВРЕМЕНИ ЕГО РАБОТЫ

В.А. Якушев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе проведён анализ алгоритмов линейного перемещения для интерференционного стенда АС-3М с четырьмя степенями свободы (X, Y, Z, AL) в целях минимизации времени позиционирования при сохранении требуемой точности измерений. Рассмотрены особенности многокоординатного движения в прецизионных системах, где помимо механических ограничений (по скорости, ускорению и рывку) необходимо учитывать влияние вибраций и времени стабилизации на качество позиционирования интерференционной системы.

Представлены варианты применения различных профилей скорости (треугольного, трапецевидного, S-образного) для отдельных осей с учётом длины хода и чувствительности к динамическим нагрузкам. Описаны методы координации движений по четырём координатам — в том числе синхронизация по времени, применение методов оптимального управления (LQR, iLQR) и эвристик маршрутизации (A^* , TSP) при серии измерений.

Для оценки эффективности алгоритмов предложены комплексные критерии, включающие не только чистое время движения, но и время затухания колебаний, точность и повторяемость позиционирования. Особое внимание уделено методике цифро-натурных экспериментов: сочетанию математического моделирования (в средах типа MATLAB/Simulink) с практической верификацией на реальном стенде, что позволяет выявлять расхождения между моделью и физической системой (например, из-за трения, люфтов или температурных дрейфов).

Приведены практические примеры оптимизации: сокращение времени цикла на 12–15 % за счёт синхронизации осей, снижение времени стабилизации на 17 % при использовании S-профиля для чувствительных перемещений, а также выигрыш до 22 % в суммарном времени при сканировании поля благодаря применению эвристики TSP. Показано, что максимальный эффект достигается не за счёт максимально агрессивных движений, а за счёт комплексного учёта механических и фактических ограничений.

В качестве перспективных направлений выделены использование цифровых двойников стенда, адаптивных алгоритмов с обратной связью от интерферометра и элементов машинного обучения для предсказания времени стабилизации и выбора оптимальной траектории. Результаты работы применимы при проектировании и модернизации автоматизированных интерференционных стендов, а также при разработке систем управления прецизионными многокоординатными платформами.

ДЛЯ ЗАМЕТОК

ДЛЯ ЗАМЕТОК

ДЛЯ ЗАМЕТОК

ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ

№	А				
1.	К.А. Абрамова	9, 10	52.	В.Д. Грицай	50
2.	А.Б. Айрапетов	10, 11, 12	53.	В.Г. Гришаев	50, 51
3.	А.А. Аксенов	21, 24	54.	И.И. Гришин	51
4.	С.А. Алексеев	55	55.	М.В. Грудинин	52
5.	И.А. Амелюшкин	12, 13	56.	В.В. Губский	34
6.	В.А. Анимица	14		Д	
7.	Т.И. Аплетнева	15	57.	А.О. Долгов	66
	Б		58.	М.В. Долотин	53, 54
8.	А.С. Бабинцев	60	59.	А.В. Долотовский	55
9.	А.А. Бабулин	55	60.	О.В. Дружинин	35
10.	М.Я. Бажанова	16	61.	А.П. Дубень	23
11.	Р.А. Баклан	17	62.	Г.Н. Дудин	19, 45
12.	Р.А. Балабанов	18	63.	А.Ю. Дюг	55, 56
13.	С.А. Баранов	19		Е	
14.	Н.И. Батура	19	64.	П.В. Ерохин	40, 50, 57
15.	И.Г. Башкиров	20			89
16.	Д.В. Безруков	24	65.	А.В. Ефимов	39
17.	И.Ю. Белоусов	15, 21	66.	А.А. Ефремов	52, 58
18.	И.В. Беляев	22, 32		Ж	
19.	А.Н. Беляевский	22	67.	Н.С. Жданова	23
20.	В.Г. Бобков	23	68.	С.В. Жлуктов	21, 24
21.	В.В. Богатырев	21, 24	69.	Д.А. Жоголев	58
22.	А.Л. Болсуновский	26, 28,	70.	Н.Г. Журкин	59
23.	С.А. Болсуновский	29		З	
24.	И.С. Босняков	9, 10, 30	71.	М.Ю. Зайцев	44
25.	С.М. Босняков	31	72.	Д.А. Запорожеец	20
26.	А.В. Бражкин	32	73.	П.А. Захаржевский	29, 60, 62
27.	В.А. Брусов	33	74.	В.В. Зиняев	46, 63
28.	М.А. Брутян	34, 35, 36		И	
29.	М.А. Бугаев	38, 66, 96	75.	У.Г. Ибрагимов	20, 36
30.	Н.П. Бузоверя	26, 28	76.	А.И. Иванов	63
31.	Ю.А. Бурлаков	26, 28	77.	И.С. Иванушкин	103
32.	О.П. Бычков	39	78.	М.А. Иванькин	64
	В		79.	С.Г. Игнатьев	65
33.	С.А. Ваймер	40	80.	М.С. Ипатов	97
34.	В.Д. Вермель	41		К	
35.	О.Н. Виноградов	21	81.	Е.В. Кажан	38, 65, 66
36.	А.О. Владимиров	42			67
37.	В.В. Власенко	18, 65	82.	С.В. Кажичкин	55
38.	В.В. Воздаев	16	83.	С.В. Калашников	67
39.	М.С. Войтишина	55	84.	К.К. Карапузов	42
40.	А.В. Волков	20, 43, 44	85.	О.В. Карась	30
41.	А.И. Волков	44	86.	А.Ю. Кармадонов	63
42.	Д.С. Волков	15	87.	Е.В. Карпов	67
43.	И.В. Воронцов	44	88.	О.М. Карякин	68
	Г		89.	А.В. Катунин	10, 11, 12
44.	Р.Р. Гайсин	23			29, 41, 55
45.	Ю.Н. Галанская	19, 45	90.	И.Н. Качарава	108
46.	И.П. Гейко	46			
47.	С.А. Глазков	47	91.	А.А. Климов	43
48.	Л.Г. Гонцова	22	92.	М.Д. Клочков	63
49.	В.Г. Горбовской	48	93.	Т.К. Козубская	99, 100
50.	А.Р. Горбушин	43, 44, 49	94.	С.А. Колесникова	69
51.	А.В. Горобец	23	95.	К.А. Колянько	51
			96.	Н.Г. Колток	48, 67, 70
			97.	А.И. Кольнер	70

98.	Н.М. Колушов	63	153.	А.Н. Морозов	43, 67
99.	С.И. Коновалов	72	154.	В.Е. Мошаров	43, 94
100.	Н.А. Коноплин	22		Н	
101.	И.К. Конюхов	73	155.	А.Г. Наливайко	68
102.	А.А. Коптев	42	156.	В.С. Некипелов	38, 95
103.	В.А. Копьев	39	157.	О.С. Никитин	76
104.	В.Ф. Копьев	22, 39	158.	Е.В. Новгородцев	48, 70
105.	А.В. Корнев	74	159.	А.Ю. Ноздрачев	65
106.	А.В. Корнушенко	15, 21	160.	С.В. Носков	70
107.	К.Г. Косушкин	14		О	
108.	А.Я. Котвицкий	39	161.	Г.Г. Онуфриева	76
109.	А.Н. Котов	74	162.	В.В. Ореховский	66, 96
110.	А.Н. Кравцов	75	163.	Н.Н. Остриков	97
111.	Е.А. Крапивина	43, 47		П	
112.	А.В. Кренкин	75	164.	А.А. Павленко	20
113.	Е.В. Кривопалова	12, 13	165.	О.В. Павленко	21, 34, 35
114.	В.С. Криворученко	76, 77	166.	А.Ю. Пак	79
115.	М.А. Кривчикова	78	167.	И.В. Панкратов	22, 32
116.	Б.С. Крицкий	14	168.	Г.Н. Паскевич	20
117.	М.Е. Крокос	79	169.	А.Н. Петрушкин	43, 98
118.	А.А. Крутов	53, 54	170.	А.В. Пигин	28
119.	О.В. Кудрявцев	15			44, 53, 54
120.	Е.Д. Кудрявцева	19, 43, 67	171.	Е.А. Пигусов	75, 79, 99
121.	С.А. Кузин	53, 54	172.	Г.М. Плаксин	99, 100
122.	С.В. Кузнецов	32	173.	В.А. Пупчин	29
123.	А.В. Куляева	15		Р	
124.	М.К. Куркова	57, 89	174.	В.Н. Радченко	43, 94
125.	С.И. Кусакин	70	175.	А.М. Раздобарин	35
	Л		176.	В.О. Решетин	66
126.	В.А. Лебига	79	177.	П.В. Родионов	100
127.	А.В. Левицкий	55, 81	178.	Л.Н. Розанова	24
128.	В.А. Леонтьев	82	179.	Б.А. Руденко	42
129.	А.В. Ливерко	19, 24	180.	Д.С. Руденко	58, 81
130.	Д.В. Ливерко	66	181.	И.В. Русаков	82
131.	А.В. Лысенков	44		С	
	М		182.	А.А. Савельев	101
132.	А.П. Мазуров	83	183.	В.Ф. Самохин	85
133.	И.А. Макаров	52	184.	В.А. Сапожников	23
134.	П.В. Макеев	84	185.	Д.С. Сбоев	19
135.	А.К. Максютов	22	186.	П.Л. Сверканов	78
136.	В.А. Малютин	108	187.	Ю.Н. Свириденко	30
137.	Н.П. Маслова	85	188.	А.А. Семашко	81
138.	Д.С. Матяш	86	189.	А.В. Семенов	47
139.	С.В. Матяш	31, 70	190.	Д.Р. Семенов	102
140.	А.Л. Медведский	14	191.	И.В. Сеньюев	94
141.	Ю.Ю. Мерзликин	33	192.	И.В. Сергеичев	50, 51
142.	Д.А. Мешенников	87	193.	А.В. Смотров	64
143.	А.Б. Миллер	24	194.	И.А. Солнцев	39
144.	Р.М. Миргазов	14	195.	В.В. Соловьева	60, 62
145.	Д.С. Миронов	79	196.	К.Э. Сорокин	21, 24
146.	И.Ю. Миронюк	88	197.	А.Я. Стерлин	103
147.	А.Л. Митин	67	198.	В.Г. Судаков	44
148.	Д.С. Михайлов	40, 57, 89	199.	Г.Г. Судаков	10
149.	С.В. Михайлов	31, 70	200.	К.И. Сыпало	14
150.	Ю.С. Михайлов	90, 92	201.	В.В. Сысоев	52
151.	С.С. Молев	65		Т	
152.	И.А. Моралев	39	202.	С.А. Таковицкий	102, 104

203.	<i>В.Н. Тарасов</i>	64
204.	<i>С.В. Терещенко</i>	20
205.	<i>С.А. Титов</i>	41, 60, 62
206.	<i>В.Л. Токарь</i>	60
207.	<i>С.Н. Толкачев</i>	19
208.	<i>А.И. Трошин</i>	104
	<i>У</i>	
209.	<i>И.А. Усачов</i>	50, 51
210.	<i>М.В. Устинов</i>	68
	<i>Ф</i>	
211.	<i>Г.А. Фараносов</i>	39, 44, 88 105
212.	<i>А.В. Февральских</i>	21, 35
213.	<i>А.А. Фирсов</i>	106
214.	<i>Я.Ш. Флакман</i>	68
215.	<i>А.С. Фурашов</i>	107
	<i>Х</i>	
216.	<i>К.Э. Хабашевский</i>	58
	<i>Ц</i>	
217.	<i>Н.В. Цатурян</i>	28
218.	<i>Н.А. Циркова</i>	66
	<i>Ч</i>	
219.	<i>М.А. Чарухин</i>	62
220.	<i>И.Л. Чернышёв</i>	26
221.	<i>А.Я. Чудаков</i>	19
	<i>Ш</i>	
222.	<i>А.О. Шардин</i>	55, 58, 108
223.	<i>Д.С. Шахов</i>	46
224.	<i>В.И. Шевяков</i>	55
225.	<i>А.В. Шенкин</i>	69
226.	<i>А.И. Шканаев</i>	70
227.	<i>А.В. Шмельков</i>	76, 77
228.	<i>А.И. Шомов</i>	17
229.	<i>Р.А. Штин</i>	101
230.	<i>А.В. Шустов</i>	85
231.	<i>Д.В. Шуховцов</i>	51
	<i>Щ</i>	
	<i>Э</i>	
	<i>Ю</i>	
232.	<i>А.А. Юстус</i>	56, 108
	<i>Я</i>	
233.	<i>В.А. Якушев</i>	43, 109

Материалы XXXVI научно-технической конференции
по аэродинамике, 1 – 116

Отв. редактор **Волков А.В.**
Компьютерная верстка **Волкова С.А.**

Подписано в печать

Формат бумаги 60x90¹/₈

Тираж 150 экз.
