

ОТЗЫВ

официального оппонента на диссертацию Слитинской Алины Юрьевны «Применение пассивных методов управления обтеканием для улучшения взлетно-посадочных характеристик магистрального самолета», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов

Основное внимание исследователей, занимающихся решением проблемы совершенствования аэродинамики дозвуковых магистральных самолетов, уделяется крейсерским режимам полета, а именно, повышению топливной эффективности самолета на этих режимах. Для увеличения этого показателя необходимо обеспечение высокого уровня аэродинамического качества при заданных значениях крейсерской скорости (числа M) и коэффициента подъемной силы горизонтального полета, что достигается применением сверхкритических профилей, снижением индуктивного сопротивления, сопротивления трения поверхности крыла за счет естественной или искусственной ламинаризации течения, уменьшением стреловидности для снижения влияния ламинарно-турбулентного перехода, обусловленного неустойчивостью поперечного течения и т.д. Вместе с тем одной из важнейших задач, решаемых в процессе проектирования самолета, является разработка эффективных систем управления его аэродинамическими характеристиками на режимах взлета и посадки. К таким системам относится механизация передней и задней кромок крыла, обеспечивающая увеличение подъемной силы и критического угла атаки, а также устройства эффективного торможения самолета на этапе пробега, позволяющие уменьшить требуемую длину взлетно-посадочной полосы. Предельные режимы обтекания крыла самолета с отклоненными средствами механизации ограничены отрывными явлениями, возникающими на этих элементах. Предотвращение отрыва потока на элементах механизации обеспечивается как профилированием самих элементов, так и выбором оптимальной формы щелевых каналов между отклоненными элементами и поверхностью крыла. Эти вопросы достаточно глубоко изучены. Однако локальный отрыв потока часто формируется на поверхности крыла и за зонами разрыва секций предкрылков, закрылков или за пилоном двигателя. Уменьшение размеров отрывных зон и, в предельном случае, полная их ликвидация, может увеличить несущую способность крыла при взлете и посадке. Однако подобные исследования проводились относительно редко.

Отрыв потока формируется и за тормозными щитками и интерцепторами, отклоняемыми при посадке самолета после обжатия стоек шасси. Отрыв инициирует область следа с пульсациями скорости и давления значительной амплитуды. При попадании этой области на хвостовое оперение самолета возможно резкое увеличение амплитуды колебаний конструкции оперения (явление бафтинга), что способствует накоплению усталостных повреждений и соответственно, снижению его ресурса. Явление бафтинга хорошо изучено для маневренных самолетов. Исследование влияния следа за отклоненными

щитками и интерцепторами на хвостовое оперение транспортных самолетов при пробеге по ВПП проводились крайне редко.

Таким образом, актуальность исследований, направленных на управление отрывными явлениями указанного типа, возникающими на режимах взлета и посадки самолета, не вызывает сомнений.

Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений и списка используемой литературы, содержащего 145 наименований.

Во введении обосновывается актуальность темы исследований, сформулированы цель и задачи диссертационной работы, ее научная новизна и практическая значимость, кратко обозначена методология проводимых исследований и достоверность полученных результатов. Представлены основные результаты, выносимые на защиту, обозначены пункты соответствия содержания диссертации паспорту специальности 2.5.12, даны сведения об апробации работы, приведены данные о публикациях автора и его личном вкладе. Кратко представлена структура работы и ее содержание.

По существу проведенных исследований диссертационную работу можно разделить на два основных блока. Первый блок (**глава 1**) содержит результаты экспериментальных параметрических исследований предложенного в диссертации метода управления отрывом потока на центроплане при отклоненном предкрылке. Глава предваряется обзором по теме исследований. Предложенный метод заключается в организации перепуска воздуха с нижней поверхности корневой части крыла на его верхнюю поверхность, в результате чего в области выхода струй формируются продольные вихревые структуры, которые предотвращают отрыв потока на центроплане. Выбор расположения входных и выходных отверстий каналов перетока выполнен на основе анализа распределения давления на профиле крыла с отклоненной механизацией, полученного с помощью программы «Multivis». В программе реализован метод последовательных приближений, включающий расчет распределения давления на профиле в невязкой постановке панельным методом и расчет пограничного слоя на поверхностях профиля. Экспериментальные исследования включали визуализацию обтекания крыла тематической модели магистрального самолета люминесцентными минишелковинками и весовые испытания модели в аэродинамической трубе Т-106 при числе Маха $M_x=0.15$ и числах Рейнольдса $Re=0.65 \times 10^6$ и 3×10^6 . В экспериментах варьировалось положение входных отверстий и их диаметр, а также угол выдува струи. Для лучшего варианта перепуска получено приращение максимального коэффициента подъемной силы, составившее 1.5 % относительно базового уровня.

Второй блок (**глава 2 и 3**) посвящен решению вопросов, связанных с аэродинамическими аспектами бафтинга горизонтального оперения (ГО) магистрального самолета на режиме пробеге по взлетно-посадочной полосе. Бафтинг ГО может наблюдаться при попадании оперения в след за тормозными щитками и интерцепторами, отклоняемыми при обжати стоек шасси после касания ими поверхности взлетно-посадочной полосы.

В главе 2 представлены результаты комплексных экспериментальных исследований характеристик течения в следе за крылом тематической модели магистрального самолета. Эксперименты проводились в аэродинамических трубах Т-102 (весовые измерения) и Т-106 (измерения характеристик течения в следе за крылом с отклоненными секциями щитка и интерцептора) в присутствии экрана, моделирующего влияние поверхности взлетно-посадочной полосы. Выполнялась визуализация обтекания крыла с отклоненными средствами механизации (метод минишелковинок), течения в следе крыла с и без отклоненных средств механизации (дымовый метод) и измерения пульсаций давления и скорости потока в области расположения горизонтального оперения. В количественных измерениях использовались 5-точечные приемники динамического давления, гребенка приемников полного динамического давления, а также однопиточный термоанемометр, работающий в режиме постоянного сопротивления. По результатам исследований проанализировано влияние различных комбинаций и углов отклонения тормозных щитков и интерцепторов, а также углов скольжения модели самолета на картины обтекания крыла и горизонтального оперения, ширину следа за крылом. Получены профили скоростного напора и его среднеквадратичного отклонения (СКО) в области расположения горизонтального оперения при крейсерской и посадочной конфигурации крыла, а также СКО продольной и поперечной компонент скорости потока непосредственно за крылом и в области ГО. Построены амплитудно-частотные спектры пульсаций скоростного напора и скорости потока в области ГО при различных вариантах отклонения секций щитка и интерцептора и выделена доминирующая частота пульсаций, амплитуда которой более, чем на порядок, превышает амплитуды других тонов. Оценено влияние скорости набегающего потока, присутствия экрана и угла скольжения модели на нестационарные характеристики следа.

Глава 3 посвящена изучению способов снижения амплитуды доминирующего тона пульсаций скорости в области ГО с целью уменьшения возможных последствий бафтинга. В качестве этих мер рассматривается комбинация углов отклонения секций тормозного щитка, а также два варианта модификации формы тормозного щитка: шевронная кромка в виде зубьев и продольные щели на поверхности щитка.

Выполнена оценка изменения коэффициента лобового сопротивления модели самолета с шасси в посадочной конфигурации при реализации каждого варианта изменения посадочной конфигурации крыла. Установлено, что наибольший вклад в сокращение посадочной дистанции оказывает отклонение интерцепторов на 60° . Получены сравнительные спектры пульсаций скорости потока в области ГО, распределения полного давления в 32 сечениях по размаху ГО, в том числе в полосе частот с пиком основной гармоникой, полученной в результате исследований, проведенных в главе 2. Показано, что уменьшение угла отклонения внешней секции тормозных щитков до 20° приводит к увеличению длины пробега на 100 м (то есть на 6%) и, в то же время, значительно снижает пик амплитуды пульсаций скорости потока в следе за

крылом в области ГО. Именно этот вариант выбран в качестве решения проблемы бафтинга ГО исследуемой модели.

Заключение в целом отражает основные результаты, полученные соискателем, хотя и отличается чрезвычайной краткостью. Диссертация прошла необходимую апробацию как по части научных публикаций (22 публикации, в том числе 2 – в журналах, рекомендованных ВАК РФ для публикации основных результатов диссертаций и один патент РФ), так и по участию соискателя в научных семинарах и конференциях различного уровня.

Автореферат полностью соответствует содержанию диссертации.

Несомненным достоинством работы является комплексный подход к проведению экспериментальных исследований, который сочетает в себе различные методы визуализации течения на несущих поверхностях и в следе за крылом, а также количественные измерения параметров давления и скорости потока непосредственно за крылом и в области ГО. Нельзя не отметить значительный объем достаточно трудозатратных экспериментов, требующих соответствующей квалификации исполнителя. Следует также выделить пионерские результаты по исследованию аэродинамических аспектов бафтинга горизонтального оперения на режимах пробега самолета по взлетно-посадочной полосе, изложенные в главах 2 и 3.

Считаю, что диссертация удовлетворяет требованию ВАК, является законченной научно-квалификационной работой, в которой содержится решение научной задачи, имеющей важное значение для развития аэродинамики магистральных самолетов.

Замечания по диссертационной работе:

1. Оценочный анализ величины расхода в каналах перепуска для ликвидации отрыва потока на верхней поверхности центроплана в зоне влияния фюзеляжа (глава 1) выполняется на основе двумерного расчета профиля крыла с отклоненной механизацией, что не совсем некорректно. Очевидно, что в рассматриваемой зоне центроплана течение существенно трехмерное, в том числе и в области предкрылка.

2. В тексте диссертации (стр.35) отмечается, что в результаты весовых испытаний тематической модели магистрального самолета в АДТ Т-106 введены следующие поправки:

- на обдув рамы весов;
- на косизну потока;
- на сопротивление ленточной подвески.

Неясно, вводились ли поправки на загромождение моделью рабочей части и на влияние границ потока, которые могут быть существенными при углах атаки, близких к критическим.

3. На зависимостях $C_y(\alpha)$ (глава 1) не указаны пределы неопределенности (погрешности) значений коэффициента подъемной силы. Весьма сомнительно, что эта неопределенность в области критических углов атаки ниже, чем приращение $C_{y\max}$ в 1,5%, полученное за счет предпринятых мероприятий.

4. Назначение каналов перепуска (глава 1) такое же, что и профилированной щели между предкрылком и крылом. Возможно, оптимизация положения секции

предкрылка, расположенной вблизи фюзеляжа, даст больший эффект, чем формирование дополнительного перетока воздуха между нижней и верхней поверхностью крыла.

5. На зависимостях $C_y(\alpha)$ и $C_y(C_x)$, представленных в главе 1, отсутствуют цифровые обозначения на оси C_y и C_x , причем их отсутствие никак не объясняется.

6. В диссертации отсутствуют геометрические размеры исследуемой модели, из-за чего осложняется обобщение результатов, полученных в главах 2 и 3.

7. На стр.85 автор вскользь отмечает, что «Дополнительные эксперименты с измененными упруго-массовыми характеристиками тормозного щитка показали идентичность получаемых результатов. Это свидетельствует об аэродинамической природе нестационарного процесса». Неясно, о каких экспериментах идет речь?

8. Непонятно, зачем спектры пульсаций скорости представлены в логарифмической системе координат, а спектры пульсаций скоростного напора – в линейной.

9. Диссертация изобилует опечатками, а также грамматическими, орфографическими и стилистическими ошибками, что, конечно, снижает впечатление о работе. Приведу некоторые из них:

– на стр.33 указано, что «Всего рассматривалось 4 конструктивных варианта реализации перепуска, схематично представленных на рисунке 1.3.3». На самом деле такого рисунка нет, а варианты перепуска приведены на рис.1.2.5;

– в подрисуночной подписи к рис.2.37 (стр.78) указывается, что амплитудно-частотный спектр относительной спектральной плотности пульсаций скорости в области расположения ГО соответствует конфигурации без отклонения тормозных щитков. На самом деле синяя кривая на этом рисунке получена для случая с отклоненными щитками (55 градусов) и интерцептором (60 градусов);

– на стр.64 сказано, что «с помощью струек дыма были получены картины обтекания крыла при скорости потока в $V=40$ м/с...», а в подрисуночной подписи указана скорость $V=30$ м/с;

– на рис. 3.43 (стр.83) не указаны значения скорости потока для каждой спектральной зависимости;

– в выводах к главе 1 (стр.88) указано, что «наличие экрана приводит к увеличению амплитуды пульсаций скорости ...». Но данные, приведенные на рис.2.47, свидетельствуют об обратном;

– используются некорректные термины «...колебания бафтинга...» (стр.6), «частота Струхаля...» (стр.12) и т.д.;

– на стр.104 подавление второй гармоники пульсаций скорости ниже местоположения ГО комментируется фразой: «вторая гармоника *задавилась*...»;

– пункт.1. Положений, выносимых на защиту, требует перевода на русский язык: «Метод пассивного управления отрывным течением на механизированном крыле магистрального самолета при дозвуковых числах Маха, реализованный в виде струйного вихрегенератора, создающего струи, посредством перепуска воздуха из зон торможения потока в зоны разрежения на поверхности крыла струи, которые генерируют вихри, предотвращающие ранний отрыв потока».

Несмотря на отмеченные замечания, считаю, что диссертация выполнена на высоком уровне, является законченным научным исследованием, имеющим важное прикладное значение, содержит новые научные результаты, позволяющие классифицировать ее, как соответствующую критериям «Положения о присуждении ученых степеней», утвержденного Постановлением Правительства РФ №842 от 24 сентября 2013 г., а ее автор, Слитинская Алина Юрьевна, заслуживает присуждения ей ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов.

Официальный оппонент
ведущий научный сотрудник
лаборатории гидродинамики и теплообмена
Исследовательского центра проблем энергетики
ФГБУН «Федеральный исследовательский центр
«Казанский научный центр
Российской академии наук»
доктор технических наук, с.н.с.

Валерий Михайлович Молочников

Исследовательский центр проблем энергетики
ФГБУН «Федеральный исследовательский центр «Казанский научный центр
Российской академии наук»
420111, Казань, ул.Лобачевского, 2/31
Тел. (843) 292-75-97, 231-90-00
e-mail: vmolochnikov@mail.ru

18.05.2023

Подпись официального оппонента
Заверяю:



ОТЗЫВ

официального оппонента Шевченко Андрея Михайловича на диссертационную работу Слитинской Алины Юрьевны «Применение пассивных методов управления обтеканием для улучшения взлетно-посадочных характеристик магистрального самолета», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.12 - «Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов»

Диссертационная работа А.Ю. Слитинской посвящена поиску путей повышения максимального значения коэффициента подъемной силы и исключения опасных нестационарных воздействий, генерируемых механизацией крыла, на элементы конструкции. Решение этих задач способствует улучшению взлетно-посадочных характеристик летательного аппарата, что и определяет **актуальность** представляемой диссертации.

Структура и объём диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, трёх глав, заключения, списка обозначений и списка литературы, содержащего 145 наименований. Полный объём диссертации составляет 121 страницу, включая 94 рисунка и 3 таблицы.

Во введении обосновывается актуальность проведенных исследований, сформулированы цели работы, обозначена научная новизна и практическая значимость полученных результатов. Приведены основные положения, выносимые на защиту, и краткое содержание диссертационной работы.

В первой главе по результатам краткого обзора методов управления отрывными течениями (прежде всего на крыле) иллюстрируется перспективность использования вихрегенераторов (ВГ) для затягивания отрыва (п.1.1). Далее предложен пассивный струйный вихрегенератор. Место его установки (основное звено центроплана) обосновано по результатам анализа экспериментальных данных на тематической модели магистрального самолета. С помощью пакета «Multivis» получены расчётные оценки распределения давления по поверхности механизированного профиля, позволившие предложить четыре варианта конфигурации ВГ. По результатам эксперимента в АДТ Т-106 продемонстрирована возможность приращения максимума коэффициента подъемной силы на 1,5 % с прогнозируемым повышением эффективности ВГ при увеличении числа Рейнольдса.

Вторая глава посвящена экспериментальному изучению нестационарного течения в ближнем следе за крылом магистрального самолета с отклоненными интерцепторами и тормозными щитками в посадочной конфигурации. Следует отметить использование комплекса экспериментальных методов: визуализация структуры течения на поверхности модели методом минишелковинок, пространственной структуры — методом лазерного ножа, измерение пульсационных и осреднённых характеристик течения в следе с помощью двух типов пневмометрических зондов и термоанемометра. Было получено, что отклонение тормозных

щитков и интерцепторов приводит формированию нестационарного следа за крылом. Его размеры и дефицит скорости (скоростного напора) в ядре следа кратно превышают соответствующие значения, полученные для крейсерской конфигурации. В результате горизонтальное оперение попадает в область интенсивных нестационарных нагрузок, спектральный анализ которых показал наличие явно выраженного доминирующего тона. Результаты экспериментов при различных скоростях показали, что число Струхала для первой гармоники остаётся постоянным (по крайней мере в диапазоне скоростей 25-50 м/с). Выявлено, что увеличением угла скольжения повышает амплитуду пульсаций во всём диапазоне частот при неизменной частоте первой гармоники.

В третьей главе исследуются возможности уменьшения амплитуды пульсаций скорости в области горизонтального оперения. Исследована конфигурация самолета при наличии на консоли крыла двух секций тормозного щитка. Помимо базовой конструкции рассмотрены варианты тормозного щитка с шевронами и перфорацией. Получено, что перфорация тормозного щитка позволяет снизить пиковые значения амплитуды пульсаций примерно на 30 % при некотором снижении коэффициента сопротивления компоновки и, соответственно, увеличении пробега. Преимуществ тормозного щитка с шевронами не выявлено. Показано, что отклонение внешнего тормозного щитка на угол не превышающий некоторого критического значения (в данной работе — 20°), оставляя внутренний щиток под максимальным углом отклонения, позволяет устранить дискретные высокоамплитудные составляющие в спектре пульсаций.

В заключении лаконично сформулированы основные выводы диссертации, в полной мере отражающие научную новизну и практическую значимость полученных в работе результатов.

Научная новизна диссертационной работы подтверждается следующими результатами:

1. Предложен и экспериментально подтверждён метод пассивного подавления отрыва потока на центроплане крыла с помощью струйных вихрегенераторов.

2. Определены пульсационные характеристики течения в следе за механизированным крылом при отклоненных тормозных щитках и интерцепторах. Выявлено наличие доминирующего тона высокой амплитуды, частота которого соответствует постоянному числу Струхала.

3. Показано, что рациональным выбором конфигурации и углов отклонения тормозных щитков можно устранить дискретные высокоамплитудные составляющие в спектре пульсаций.

Практическая значимость. Диссертационная работа А.Ю. Слитинской имеет прикладную направленность. Поэтому все защищаемые автором результаты имеют практическую ценность и, так или иначе, способствуют повышению безопасности полётов. В частности:

1. Разработана и апробирована конструкция пассивных струйных вихрегенераторов, позволяющих повысить максимальные значения коэффициента подъёмной силы.

2. Определены режимы, потенциально опасные попаданием горизонтального оперения в область с высокоинтенсивными нестационарными нагрузками.

3. Найдена рациональная конфигурация тормозных щитков, позволяющая снизить нестационарные нагрузки на горизонтальное оперение при незначительном увеличении пробега самолёта.

Достоверность представленных результатов подтверждается:

- использованием комплекса современных экспериментальных методов в аттестованных аэродинамических трубах,

- проведением эксперимента по отработанным методикам с использованием сертифицированных систем сбора и обработки данных

- взаимной валидацией данных, полученных различными методами эксперимента.

Результаты диссертации представлены в 22 публикациях, две статьи опубликованы в журналах из перечня ВАК, получен 1 патент. Основные положения работы докладывались и обсуждались на многочисленных конференциях различного уровня.

Замечания.

1. С точки зрения оппонента текст диссертации недостаточно и неравномерно структурирован, что затрудняет восприятие работы. Так глава 2 структурирована на 3 уровня, глава 3 не структурирована вообще. Описание методики эксперимента выделено в отдельный параграф только в главе 2. При этом в главе 1 представлены результаты весовых испытаний, методика которых описана крайне лаконично.

2. В главе 1 на стр. 36 написано: «В результате испытаний получены основные аэродинамические характеристики для исходной конфигурации и с использованием *4 вариантов управления отрывом (выделено оппонентом)*. При этом на рис. 1.27-1.28 показаны данные только для двух вариантов. Если варианты 3 и 4 оказались хуже, то об этом тем более следует сообщить (например, как это сделано в гл. 3 при описании тормозного щитка с шевроном).

3. Текст на стр. 85, рис.2.47 и выводы к главе 2, по-видимому, не согласованы или содержат опечатки. В выводах написано: «... наличие экрана

приводит к увеличению амплитуды пульсаций скорости, но при этом не возникает на амплитудно-частотном спектре никаких доминирующих тонов амплитуды пульсаций скорости». Но из рис. 2.47 этого явно не следует. При этом в подписи к рис. 2.47 находим: «... в посадочной конфигурации...». А тексте на стр. 85 написано: «На рисунке 2.47... без отклонения тормозных щитков и интерцепторов ...». К сожалению, фото на рис. 2.47 не позволяют увидеть положение тормозных щитков и интерцепторов.

4. На рис. 2.45б показаны, по-видимому, не среднеквадратичные пульсации скорости (как указано в легенде к рисунку), а *относительные* среднеквадратичные пульсации скорости. Из графика видно, что эта величина (u_{RMS}), так же, как и число Струхала, не зависит от скорости набегающего потока. Об этом стоило бы указать в тексте работы.

5. На стр. 94 написано: «Перфорация секций тормозного щитка уменьшила амплитуду доминирующего тона пульсаций скоростного напора на 1/3 от исходной конфигурации, но при этом произошло изменение аэродинамических характеристик (рисунок 3.2), что приведет к увеличению длины пробега по ВПП на 3 %». Однако, на рис. 3.2 аэродинамические характеристики не приведены, показаны только спектры обтекания поверхности.

6. Рис. 3.4 и стр. 93. Понятно как получено относительное изменение коэффициента сопротивления. Не ясно что обозначено на рис. 3.4 как c_y , величина которого варьируются от -0.15 до 1.35 при разных конфигурациях?

7. В работе имеются отдельные опечатки (например, на стр. 57: написано «рисунке 2» вместо 2.13.) и пропущенные текстовые фрагменты. В частности, незаконченная фраза в конце стр. 82. По-видимому, на стр. 89 пропущен фрагмент в предложении «Как было указано выше: 1) чтобы возникали срывающиеся вихри; 2) чтобы оперение попало в их зону».

Следует отметить, что все перечисленные замечания не оказывают существенного влияния на значимость полученных результатов и не снижают общей высокой оценки диссертационной работы.

Автореферат в полной мере отражает содержание диссертации.

В целом представленная диссертация является законченной научно-квалификационной работой, имеющей перспективы для дальнейшего развития.

Очевидно, что А.Ю. Слитинская является квалифицированным специалистом, она освоила технику эксперимента в разных аэродинамических трубах, овладела комплексом экспериментальных методов, включающих визуализацию течения методами минишелковинок и лазерного ножа, методику определения аэродинамических характеристик в весовом эксперименте, методику зондирования нестационарных полей течения с помощью пневмометрии и термоанемометрии.

Считаю, что диссертационная работа полностью удовлетворяет требованиям ВАК РФ, предъявляемым к диссертациям на соискание учёной степени кандидата технических наук, а её автор, Слитинская Алина Юрьевна, заслуживает присуждения ему ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.12. - Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов.

Официальный оппонент

Старший научный сотрудник
лаборатории № 14 ИТПМ СО РАН
к.т.н., с.н.с.



А.М. Шевченко
«05» 06 2023 г.

Контактные данные:

тел.: +7-905-955-5001; эл. почта: shevch@itam.nsc.ru

Место работы:

630090, Новосибирск-90, ул. Институтская, 4/1

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук,

Эл. почта: admin@itam.nsc.ru;

тел.: +7-(383)- 330-42-68;

факс: +7(383) 330-72-68

Подпись Шевченко Андрея Михайловича заверяю

Иванов И.И.
(должность)

Иванов И.И.
(подпись) (Ф.И.О.)

