

УДК 629.7.062.3, 629.7.017.5
DOI: 10.15587/1729-4061.2018.147986

Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик мотогондолы при включении системы нейтрализации тяги двигателя

В. В. Логинов, Е. А. Украинец, И. Ф. Кравченко, А. В. Еланский

Проведено експериментальне дослідження аеродинамічних характеристик конструктивної схеми “крило - мотогондола з двоконтурним двигуном”. Дані отримані при роботі перспективної системи нейтралізації тяги двоконтурного двигуна великого ступеня двоконтурності при посадці пасажирського літака. Актуальність проведених досліджень обумовлена поліпшенням експлуатаційних характеристик пасажирського літака. На основі проведеного аналізу функцій і принципів схем реверсивних пристроїв на транспортних і пасажирських літаках запропонований перспективний метод нейтралізації тяги двоконтурного двигуна з великим ступенем двоконтурності. Фізична сутність методу нейтралізації тяги двигуна полягає в істотному обмеженні потоку повітря в двигун способом повороту робочих лопаток вентилятора в момент посадки літака. Розроблена спеціальна методика проведення вагового та дренажного експерименту з моделлю мотогондолою турбореактивного двоконтурного двигуна в аеродинамічній трубі. Отримані експериментальні дані дозволяють оцінити граничні можливості досліджуваного методу нейтралізації тяги для зменшення довжини пробігу літака. Дренажним експериментом і візуалізацією шовковинками виявлено відрив потоку на зовнішній поверхні моделі мотогондолою з повністю закритим входом. Наявність відриву потоку зумовило виявлене ваговим експериментом збільшення лобового опору моделі мотогондолою приблизно в 2,5 рази. У ваговому експерименті встановлено, що наявність екрануючої поверхні (наближення мотогондолою двигуна до злітно-посадкової смуги) збільшує лобовий опір моделі мотогондолою приблизно на 14 %. У дренажному експерименті встановлено, що це збільшення лобового опору обумовлено істотним перерозподілом тиску по поверхні моделі мотогондолою. Дослідження показали, що ідея закриття входу в двигун великого ступеня двоконтурності в момент посадки літака є одним з перспективних методів зменшення довжини дистанції пробігу літака

Ключові слова: реверс тяги, нейтралізація тяги, вентилятор, мотогондола, двоконтурний двигун, аеродинамічна труба, дистанція пробігу

1. Введение

Реверсивные устройства силовых установок (СУ) с воздушно-реактивными двигателями широко применяются в транспортной и пассажирской авиации. С ростом тяговооружённости современных летательных аппаратов (ЛА) обычно взлёта и посадки эти устройства найдут более широкое применение [1, 2].

Реверс применяют совместно с основной (колёсной) тормозной системой самолёта, что позволяет снизить нагрузку на основную тормозную систему са-

молёта и сократить тормозную дистанцию. Применение реверса тяги необходимо при малом коэффициенте сцепления колёс с посадочной полосой на этапе посадки самолета. СУ пассажирского (транспортного) самолета должна обеспечивать создание как прямой, так и обратной (отрицательной) тяги. Реверсивное устройство является таким элементом ЛА, который в равной мере должен быть согласован как с СУ, так и с планером [3, 4]. Учет этих требований приводит к значительному увеличению прямых эксплуатационных расходов для современных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД). Необходимость уменьшить финансовые и сохранить энергетические ресурсы вынуждает анализировать согласованность характеристик СУ с планером, в частности, выбор типа реверсивного устройства и его расположение на ЛА [1, 4].

С появлением ТРДД с большой степенью двухконтурности ($m \approx 4 \dots 6$) произошёл скачок в развитии реверсивных устройств. Появление ТРДД со сверхбольшой степенью двухконтурности ($m \approx 8$) обосновало проведение исследований по созданию реверсивных устройств нового поколения. Становится актуальной разработка реверсивных устройств на основе новых принципов организации рабочего процесса [1, 5]. Применение таких устройств позволит улучшить эксплуатационные характеристики современных и перспективных самолётов.

2. Анализ литературных данных и постановка задачи

В ТРДД реверс газового потока реализуется путём отклонения части или всей струи, выходящей из двигателя, при помощи разнообразных створок. В разных двигателях реверсивное устройство реализовано различным конструктивным способом [6, 7]. Требования к реверсивным устройствам, их функции, основные характеристики, результаты модельных и натурных исследований, а также основы газодинамического расчета, представлены в работах [1, 6, 8, 9]. Потребная степень реверсирования тяги, необходимая для торможения самолета в пределах взлетно-посадочной полосы (ВПП), определяется, в первую очередь, посадочной массой самолета и скоростью захода на посадку [7]. Однако показаны схемы и результаты применения уже давно известных принципов торможения самолета на этапе посадки. Такие схемы не всегда рационально применять на современных и перспективных самолетах.

В работе [4] представлена зависимость поглощения кинетической энергии самолета различными средствами торможения от времени пробега по ВПП. Показано, что общее уменьшение кинетической энергии самолета в каждый момент времени определяется суммированием воздействия разного рода сопротивлений. Однако количественная оценка вклада составляющих сопротивлений усложнена, что является актуальным направлением для экспериментальных исследований различных средств и способов торможения ЛА на этапе посадки.

В современной авиации широкое распространение получили ТРДД с большой степенью двухконтурности без смешения потоков [1, 3, 5]. В этом случае практически всегда реверсируется не весь газовый поток, выходящий из двигателя, а только воздух второго контура. При этом первый контур продол-

жает работать на прямую тягу, и обороты двигателя близки к максимальным (при полном реверсе). Конструктивно такая система выполняется достаточно просто и для нее есть два основных направления.

В первом направлении воздух перенаправляется специальными створками, расположенными ближе к выходному устройству второго контура. В закрытом положении (реверс выключен) они образуют канал второго контура и внешнюю поверхность мотогондолы своими внутренней и внешней поверхностями соответственно (например, А318, А319, А320–100/200, А321–100/200, А340–200/300).

Во втором направлении при включении реверса тяги задняя часть корпуса мотогондолы сдвигается назад, открывая по окружности двигателя профилированные решетки, которые она закрывает собой при выключенном реверсе. При этом кинематический механизм выдвигает в поток второго контура специальные дефлекторы, которые и перенаправляют его в вышеуказанные решетки (например, В737, В757, В767, С-17 Globemaster III, А320-100/200, А340-500/600, Ан–124, Ил-76ТД-90ВД, Ту-204 и другие).

Существуют самолеты, которые не имеют реверса тяги реактивных двигателей (Як-42, ВАе146-200). Оба ЛА имеют развитую механизацию крыла, значительно улучшающую их взлетно-посадочные характеристики.

Реверс на самолётах с турбовинтовыми двигателями реализуется путем поворота лопастей винта (изменяется угол атаки лопастей с положительного на отрицательный) при неизменном направлении вращения. Такой тип реверсивного устройства может применяться и на самолетах с турбовинтоventиляторным и поршневым двигателями. Реверсирование тяги за счет поворота лопастей воздушного винта (винтоventилятора) существенно увеличивает маневренность самолета, как в воздухе, так и на земле. Этот эффект является особенно эффективным при посадке на ВПП малой длины [10, 11]. Практическое применение этого способа реверсирования тяги обладает наибольшей эффективностью. Сложная картина течения с возможным возникновением неустойчивой работы двигателя в условиях пробега самолёта по ВПП обуславливают необходимость проведения специальных экспериментальных исследований натурального двигателя с имитацией внешнего обдува.

В работе [12] представлены результаты экспериментального исследования методом шелковинок картины течения около модели воздушного винта при работе его в профилированном кольце и без кольца на режиме реверса тяги в аэродинамической трубе (АДТ) на винтовом приборе. Дано сопоставление схем обтекания с результатами весовых измерений аэродинамических сил на винте и профилированном кольце. Следует отметить, что одной из проблем турбовинтоventиляторных двигателей сверхвысокой степени двухконтурности с поворотными закапотированными винтами (НК-93, CRISP) является обеспечение требуемой величины обратной тяги от момента торможения ЛА до его полной остановки [1]. Причем применение традиционной конструкции реверсивных устройств здесь практически невозможно. Обобщающие исследования вопросов реверсирования тяги таких турбовинтоventиляторных двигателей пока отсутствуют.

При создании современных реверсивных систем учитывается опыт исследования газодинамических эффектов, которые возникают в районе мотогондолы и крыла при посадке самолета [13, 14]. Наибольший выигрыш, по видимому, может быть получен за счёт более раннего включения реверсивного устройства и сведения к минимуму периода времени, в течение которого осуществляется касание земли носовым колесом и выравнивание движения самолета [15, 16]. Однако такие исследования в литературе не выявлены. Следующим по эффективности мероприятием является устранение нежелательного взаимодействия реверсированной струи с планером самолета [16, 17]. И наименее эффективным средством улучшения является более позднее дросселирование двигателя СУ [18]. Реализация всех мероприятий по повышению эффективности реверсивного устройства на самолете позволит получить существенное сокращение длины пробега.

В зависимости от конструктивных особенностей самолёта в работах [19–22] исследуются особенности проектирования мотогондол с учетом аэродинамических эффектов. Однако в этих работах не в полной мере учитывается сложность рабочего процесса в двигателе, пространственный характер течения вокруг мотогондолы на этапе посадки.

В работе [23] исследуется эффект влияния течения воздуха в районе размещения гондолы двигателя с большой степенью двухконтурности на характеристики крыла. Для исследования этих эффектов используется аэродинамическая труба с моделью транспортного самолета в конфигурации захода на посадку. Коэффициент подъемной силы и коэффициент сопротивления профиля крыла получены для различных углов атаки. Влияние типа гондолы на характеристики крыла исследуется с помощью фотографий шерстяных пучков. Все испытания проводятся в низкоскоростных аэродинамических трубах с числами Рейнольдса от $0,5 \times 10^6$ до $1,0 \times 10^6$. Гондолы с разным диаметром на входе устанавливаются последовательно. Отмечается, что максимальный угол атаки уменьшается с увеличением диаметра гондолы, в то время как максимальный коэффициент подъемной силы менее подвержен влиянию из-за оптимизированного профиля гондолы. Однако полученные результаты исследований невозможно применить для анализа реверсивных устройств нового принципа действия.

Отдел аэродинамики NASA принимает активное участие в фазе интеграции элементов самолетов и двигателей с использованием вычислительной гидродинамики [24]. Прикладная аэродинамическая программа включает в себя анализ модели самолета и прогнозирование эффектов интерференции самолета и гондолы двигателя. Данные исследования не предполагают решение вопроса о применении нового принципа торможения самолета в момент посадки. Результаты исследования с прогнозированием эффектов являются неполными.

Цель экспериментального исследования в небольшой трансзвуковой аэродинамической трубе [25] состоит в том, чтобы реализовать реактивный имитатор в рамках исследований интеграции крыла и гондолы с анализом поведения струйного потока. Проведен анализ формы свободной струи и струйного потока. Данные эксперименты обогащают базу данных для аэродинамических ис-

следований взаимодействия между крылом и гондолой. Однако полученные результаты затруднительно применить для анализа гондолы с двигателем сверхбольшой степени двухконтурности.

В работе [26] собраны материалы симпозиума Немецкой ассоциации аэрокосмической аэродинамики (STAB) и Немецкого общества аэронавтики и астронавтики (DGLR). Показаны результаты исследования в области численной и экспериментальной аэродинамики разных конфигураций самолетов с элементами оптимизация формы активных и пассивных устройств силовой установки. Однако в исследованиях не участвуют двигатели сверхбольшой степени двухконтурности, что не позволяет прогнозировать применение перспективных схем реверсивных устройств.

При проведении исследований аэродинамических явлений при полете ЛА необходимо учитывать уровень воздействий параметров рабочего процесса на окружающую среду. В работах [27, 28] рассматриваются современные технические и технологические вопросы (аэродинамика, двигатели, топливо, конструкции и т. д.), что касается смягчения воздействия авиации на окружающую среду. Однако в исследованиях не рассматриваются двигатели сверхбольшой степени двухконтурности, что не позволяет увидеть влияние эксплуатационных характеристик реверсивных устройств на окружающую среду.

Таким образом, анализ источников информации показывает, что существуют характерные проблемы, связанные с применением реверса тяги двигателя на самолетах:

- случаи неустойчивой работы двигателей (“помпаж”) на пробеге самолета с применением реверса тяги;
- повреждение рабочих лопаток компрессора посторонними предметами, которые забрасываются реверсивными струями с поверхности аэродрома;
- искажение показаний приборной скорости у лётного экипажа на пробеге самолета;
- возможен весьма важный аэродинамический эффект: по мере торможения в узком интервале скорости пробега по ВПП происходит резкое и значительное возрастание коэффициента подъемной силы, которая прижимает самолет к ВПП.

Все указанные проблемы обусловлены неудовлетворительной внешней аэродинамикой СУ на пробеге ЛА с применением реверса тяги. Поэтому исследование аэродинамических характеристик конструктивной схемы “крыло – мотогондолой с двухконтурным двигателем” при работе реверсивного устройства двигателя большой степени двухконтурности при посадке пассажирского самолета является актуальной научной задачей.

Таким образом, в настоящей работе для решения проблемы неудовлетворительной внешней аэродинамики СУ на пробеге ЛА с применением существующих систем реверса тяги ставится задача исследования возможности создания вентилятора с поворотными лопатками на входе в двигатель для уменьшения длины пробега.

3. Цель и задачи исследования

Целью работы является проведение экспериментального исследования аэродинамических характеристик конструктивной схемы “крыло – мотогондола с двухконтурным двигателем”. Характеристики исследуются при работе перспективной системы нейтрализации тяги двухконтурного двигателя большой степени двухконтурности при посадке пассажирского самолёта.

Для достижения поставленной цели необходимо решить задачи:

– создать модель “крыло – мотогондола” с большой степенью двухконтурности двигателя и разработать методику проведения весового и дренажного эксперимента;

– исследовать экспериментальным путём физическую сущность метода нейтрализации тяги двигателя, которая заключается в существенном ограничении потока воздуха, который поступает в двигатель, способом поворота рабочих лопаток вентилятора в момент посадки самолёта;

– провести расчёт типового случая посадки самолёта с нейтрализацией тяги двигателя при разных степенях двухконтурности.

4. Разработка методики проведения весового и дренажного эксперимента

Несмотря на прогресс в области теоретической аэродинамики, определение аэродинамических характеристик (АДХ) самолета по испытаниям его моделей в АДТ остается основным и самым надежным средством при разработке новых компоновок и совершенствовании уже существующих. Любые предложения по формированию компоновок и рекомендации, направленные на улучшение АДХ существующих самолетов, реализуются только после экспериментальной проверки на моделях в АДТ [29].

Весовой эксперимент является непосредственным методом измерения сил и моментов с помощью аэродинамических весов. Этот метод традиционно считается наиболее точным и надежным методом аэродинамики. Однако в общем случае условия испытаний в АДТ не полностью соответствуют натурным и, следовательно, результаты экспериментальных исследований требуют введения методических поправок для перехода к условиям реального полёта. Величины поправок зависят от степени отличия геометрических параметров модели и ЛА, способов крепления модели и отличия условий испытаний от условий полёта. Кроме того, весовой эксперимент имеет ряд ограничений. Например, проведение экспериментальных исследований с малыми скоростями обтекания поверхности ЛА очень малых размеров (до 10 см) в существующих аэродинамических трубах с их современным оборудованием затруднено, а иногда и невозможно. При этом результаты многих проведенных аэротрубных экспериментов противоречивы и не в состоянии обеспечить надёжный базис для построения четких теоретических положений. Поэтому экспериментальные установки необходимо специально модернизировать.

В приведенных исследованиях применялась аэродинамическая труба малых дозвуковых скоростей Т-1 – замкнутого типа с открытой рабочей частью

имеет сечение в виде восьмигранника, снабжена трехкомпонентными весами ЗКТ-1. Труба оснащена системой плавного управления скоростью потока в диапазоне от 1,5 до 50 м/с. Аэродинамический контур Т-1 с наименованием основных частей представлен в работе [29], основные технические данные АДТ представлены в табл. 1.

Таблица 1
Основные технические данные АДТ Т-1

Скорость потока в рабочей части: максимальная/минимальная	50 м/с/1,5 м/с
Число Рейнольдса на 1 м	до $3 \cdot 10^6$
Полное давление	атмосферное
Скоростной напор	до 2,05 кПа
Диапазон углов атаки α	$-15^\circ \dots 25^\circ$
Размеры рабочей части: ширина \times высота \times длина (м)	1,0 \times 0,7 \times 1,3
Степень поджатия сопла	5
Диаметр вентилятора	1,5 м
Относительный диаметр втулки вентилятора	0,5
Число оборотов вентилятора /максимальное/	1000 об/мин
Мощность приводного электромотора	30 кВт
Аэродинамическое качество трубы /с решетками/	2,7

Экспериментальному определению степени совершенства АДТ Т-1 посвящена работа [30]. Приведены экспериментально определенные показатели совершенства АДТ Т-1: качество аэродинамической трубы χ , турбулентность потока в рабочей части ε , коэффициент поля в рабочей части аэродинамической трубы μ_i , диапазон изменения скорости потока в рабочей части аэродинамической трубы. Анализ данных позволяет сделать вывод о соответствии их нормальным условиям, установленным для средств измерений. Этим обеспечивается высокая достоверность результатов аэродинамических испытаний, воспроизводимость полученных результатов в других АДТ, устойчивость к возможному влиянию внешних случайных факторов.

Для проведения эксперимента в АДТ Т-1 из стеклопластика была изготовлена дренированная модель мотогондолы ТРДД на пилоне. Фотография модели в рабочей части АДТ Т-1 представлена на рис. 1.



Рис. 1. Фотография внешнего вида рабочей части АДТ Т-1 с моделью двухконтурного двигателя

Изготовленная модель соответствует ТРДД со степенью двухконтурности $m=15$. Дренажная модель мотогондолы ТРДД на пилоне выполнена с протоком, который полностью или частично закрывался заглушками (рис. 2).

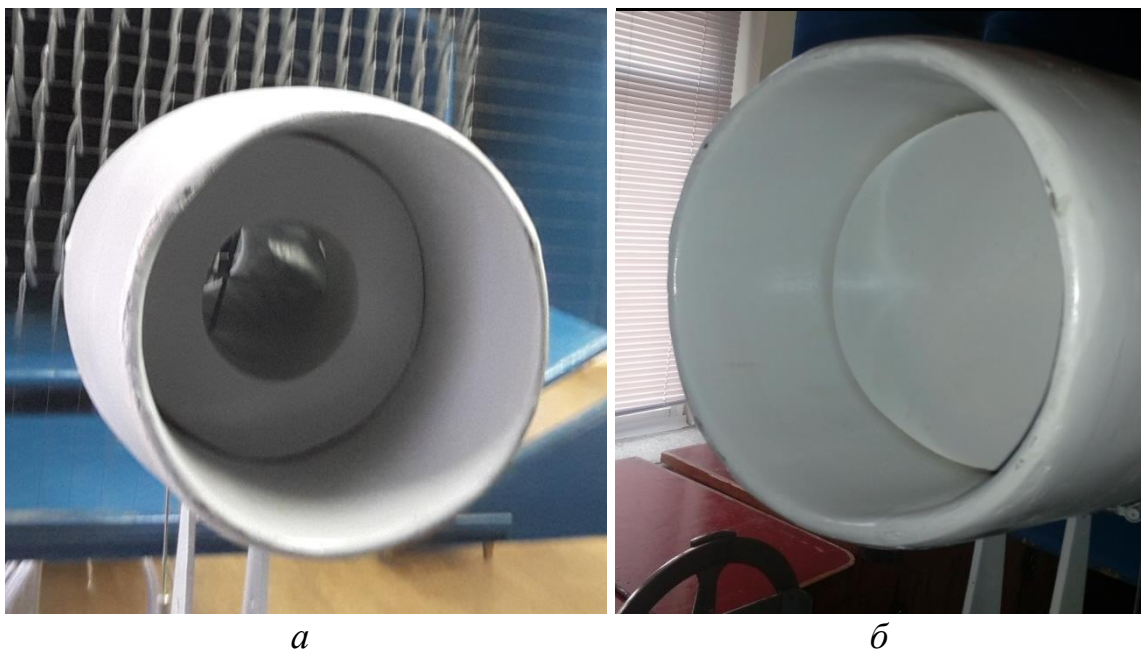


Рис. 2. Внешний вид модели: *а* – с закрытым внешним контуром; *б* – модели с полностью закрытым входом

Определение распределения давления у поверхности тела является одним из самых распространенных типов эксперимента в аэродинамических трубах. Это необходимо для определения суммарных сил давления, местного распределения сил и характера течения у поверхности любого аэродинамического облика тела. Распределение давления по поверхности тела определяют с помощью специальных дренированных моделей, в поверхности которых выполнены отверстия небольшого диаметра – приемники статического давления. Недостатком метода дренирования является сложность выбора количества и расположения отверстий при исследовании распределения давления по поверхности крыла и фюзеляжа при разном их положении относительно направления потока. При этом особенно затруднительно дренирование тонких носков и кромок крыла.

Во время испытаний модель устанавливалась на вертикальной державке аэродинамических весов ЗКТ-1. На весах непосредственно измеряются лобовое сопротивление X_a , подъемная сила Y_a и продольный момент M_z установленной модели. Для учета влияния поверхности раздела (влияние ВПП) использовался неподвижный плоский деревянный экран.

Для исследования распределенных характеристик поверхность модели мотогондолы двигателя изготовлена дренированной коллекторного типа, дренирование модели выполнялось согласно техническим условиям [31]. На внутренней поверхности мотогондолы вдоль хорды прорезаны две продольные канавки, куда вставлены тонкостенные трубки с наружным диаметром $D_{нар} = 2$ мм. Первая канавка (нижняя) находится в плоскости симметрии мотогондолы, канавка № 2 (верхняя) расположена на расстоянии $\gamma = 7,5^\circ$ относительно плоскости симметрии. Мотогондола разделена на 6 продольных полос с относительными координатами $\bar{x} = \frac{x}{b} = 0,2; 0,3254; 0,4734; 0,6213; 0,7692; 0,9172$. В точках пересечения продольных полос и коллекторов проделаны дренажные отверстия диаметром $D_{отв} = 2$ мм перпендикулярно плоскости, касательной в данной точке. Таким образом, имеется 6 дренажных отверстий в нижней части мотогондолы и 2 – в верхней. Для измерения давления одновременно в нескольких точках модели мотогондолы используется батарейный микроманометр, представляющий собой ряд стеклянных трубок, нижний конец которых подсоединен к общему резервуару. К верхнему концу каждой трубки микроманометра подведено давление в соответствующей точке. В качестве величины, характеризующей давление, будем использовать коэффициент давления C_p , равный отношению избыточного давления в исследуемой точке на поверхности тела ΔP_i к скоростному напору набегающего потока $C_{pi} = \frac{\Delta P_i}{q_\infty}$.

Перед началом эксперимента фиксируются начальные значения уровней жидкости l_{0i} в отсчётных трубках. По аналогии с чашечным микроманометром выражение для разности давления в i -й точке будет иметь следующий вид:

$$\Delta P_i = \frac{\rho_{ж}}{\rho_э} g(l_i - l_{0i}) k_{б.м.},$$

где $\rho_{ж}$ – плотность жидкости, залитой в микроманометр, г/см³; $\rho_э$ – плотность эталонной жидкости (спирта), г/см³; l_i – высота уровня жидкости в i -й отсчётной трубке, мм; $k_{б.м.}=0,2567$ – фактор батарейного микроманометра, г/см³.

Выбранные методы исследования аэродинамических характеристик – весовой и дренажный эксперименты. Максимальная скорость потока в рабочей части аэродинамической трубы, при которой проводились исследования, составила 40 м/с, что соответствует числу Рейнольдса $Re \approx 7,25 \cdot 10^5$, рассчитанному по диаметру модели. При обработке опытных данных использовался метод поправок с внесением поправок на разные эффекты [32].

5. Результаты обработки данных весового и дренажного эксперимента исследования аэродинамических характеристик

Для качественного представления аэродинамических эффектов показаны фотографии отрыва потока воздуха в следе за моделью мотогондолы, который определяется по характерному «размытию» шелковинок на специальном экране и на поверхности модели. Отрыв потока за моделью мотогондолы с протоком полностью отсутствует, за моделью мотогондолы с закрытым внешним контуром – едва различим по контуру модели, за моделью мотогондолы с полностью закрытым входом хорошо различим. Для исследования характера течения вокруг модели мотогондолы ТРДД был изготовлен и установлен в рабочую часть АДТ продольный экран с шелковинками, иллюстрирующий отрывное течение в передней части модели ТРДД с полностью закрытым входом. Таким образом, экспериментально показано, что при закрытии входа ТРДД в передней части мотогондолы возникает сложное пространственное отрывное течение, обуславливающее прирост лобового сопротивления.

На рис. 3 представлены полученные в результате обработки данных весового эксперимента, зависимости лобового сопротивления модели ТРДД от скорости потока в рабочей части аэродинамической трубы при отсутствии влияния подстилающей поверхности (ВПП) на мотогондолу.

На рис. 4 представлены полученные в результате обработки данных весового эксперимента зависимости лобового сопротивления модели ТРДД от скорости потока в рабочей части аэродинамической трубы. При этом учтено наличие влияния подстилающей поверхности на мотогондолу при относительной

высоте модели над экраном $\bar{h} = \frac{h}{l} = 0,15$.

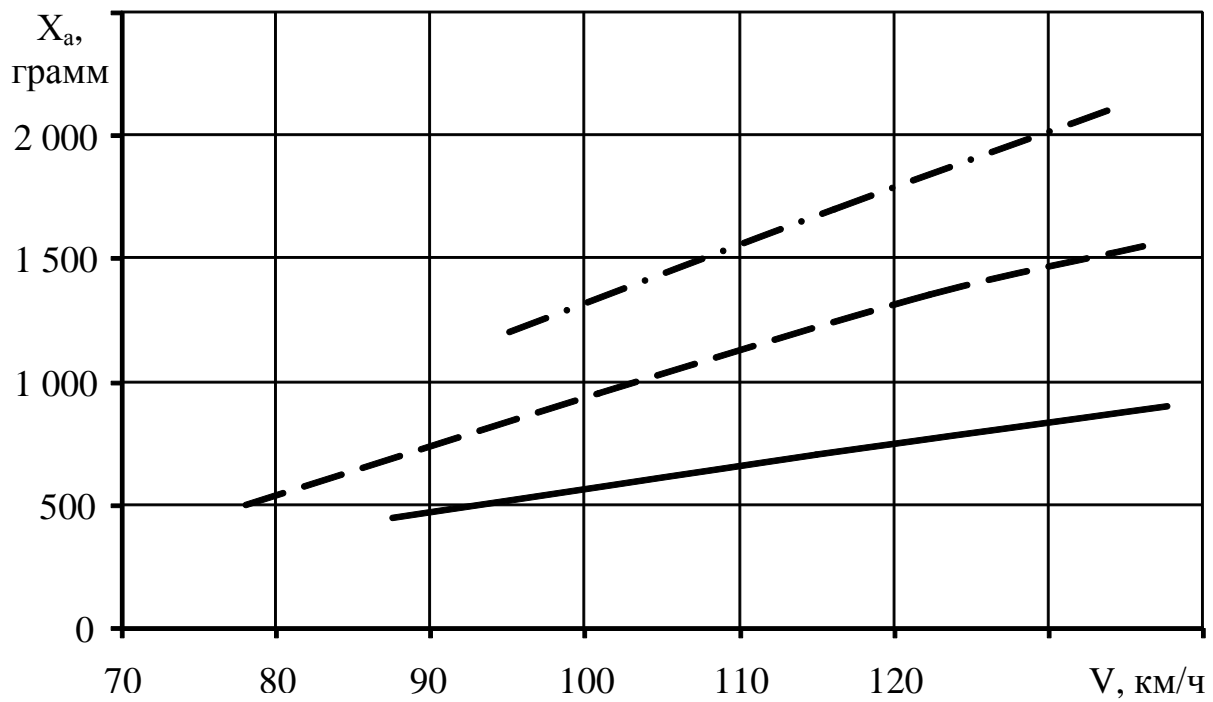


Рис. 3. Зависимость лобового сопротивления модели от скорости в рабочей части АДТ, влияние подстилающей поверхности отсутствует (————— – модель с протоком; - - - - - модель с закрытым внешним контуром; — . — – модель с полностью закрытым входом)

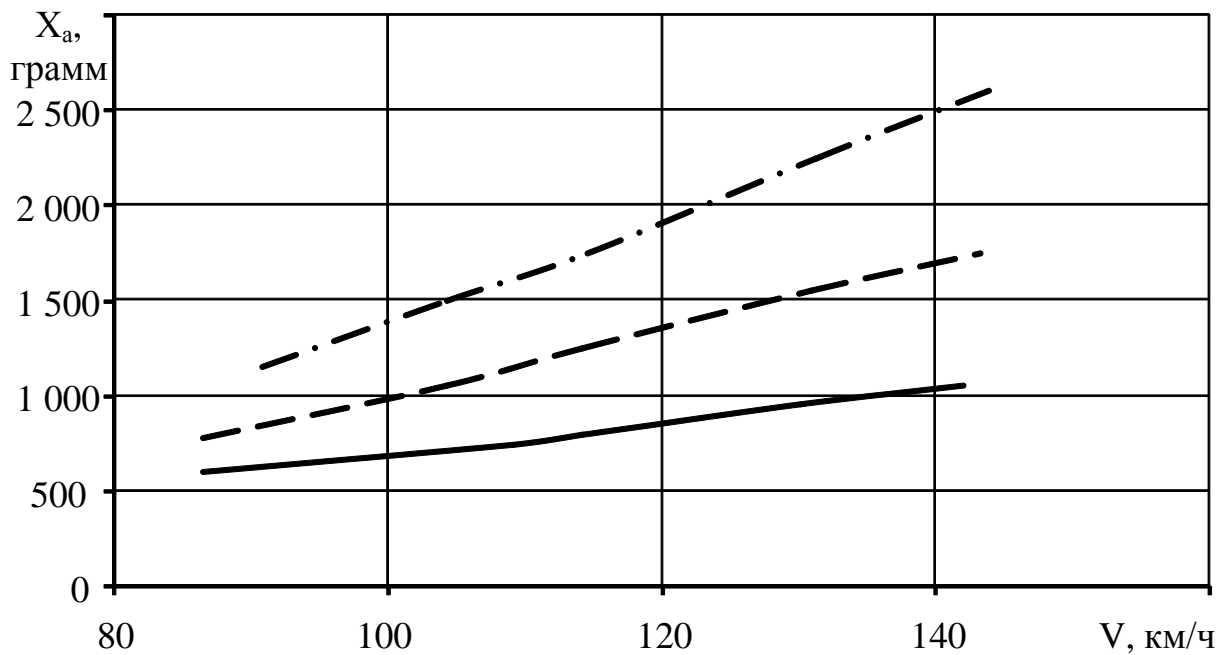


Рис. 4. Зависимость лобового сопротивления модели от скорости в рабочей части АДТ, модель у поверхности экрана (————— – модель с протоком; - - - - - модель с закрытым внешним контуром; — . — – модель с полностью закрытым входом)

Оценка увеличения сопротивления модели мотогондолы при полном и частичном закрытии протока воздуха через модель представлена на рис. 5, 6. Следует отметить увеличение сопротивления модели мотогондолы при приближении к поверхности раздела (ВПП), что объясняется, по-видимому, туннельным эффектом между нижней поверхностью мотогондолы и ВПП.

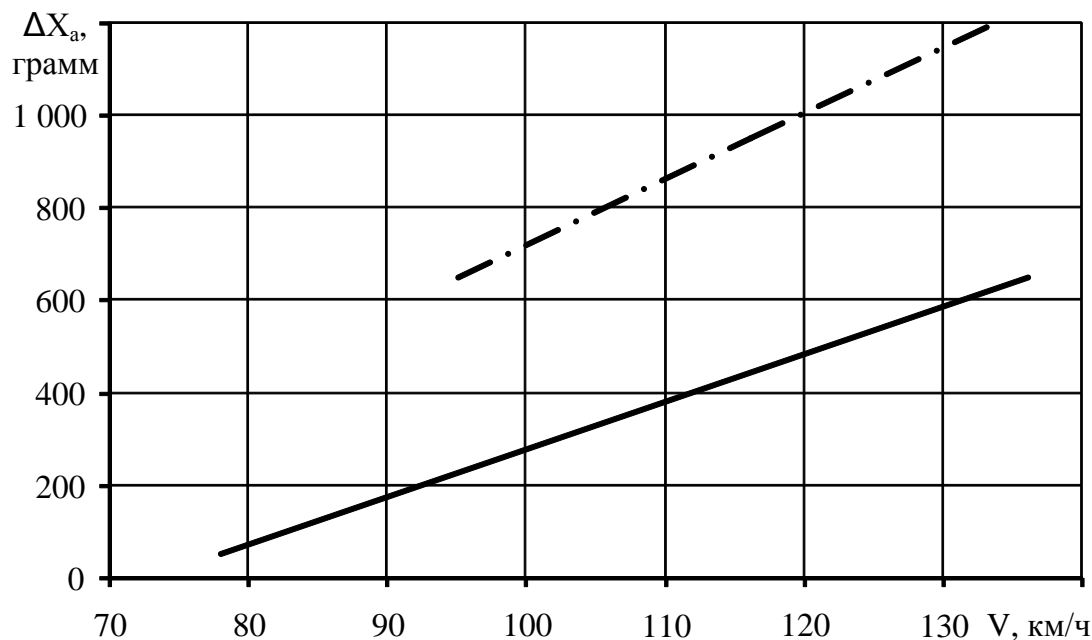


Рис. 5. Зависимость прироста лобового сопротивления модели от скорости в рабочей части АДТ, влияние подстилающей поверхности отсутствует (— — модель с закрытым внешним контуром; — . — — модель с полностью закрытым входом)

Обработанные результаты дренажного эксперимента с моделью мотогондолы с закрытым входом на максимальной скорости при наличии и отсутствии подстилающей поверхности представлены в табл. 2.

Таблица 2
Распределение C_p по поверхностям модели мотогондолы с полностью закрытым входом

Поверхность экрана отсутствует								
Номер от- верстия	1	2	3	4	5	6	7	8
Поверхность	Нижняя поверхность						Верхняя по- верхность	
Значение C_p	0,097	0,0712	0,0248	0,0152	0,0133	0,0152	0,0733	0,0833
Модель у поверхности экрана								
Поверхность	Нижняя поверхность						Верхняя по- верхность	
Значение C_p	0,0582	0,0538	0,0459	0,0467	0,0315	0,027	0,074	0,0813

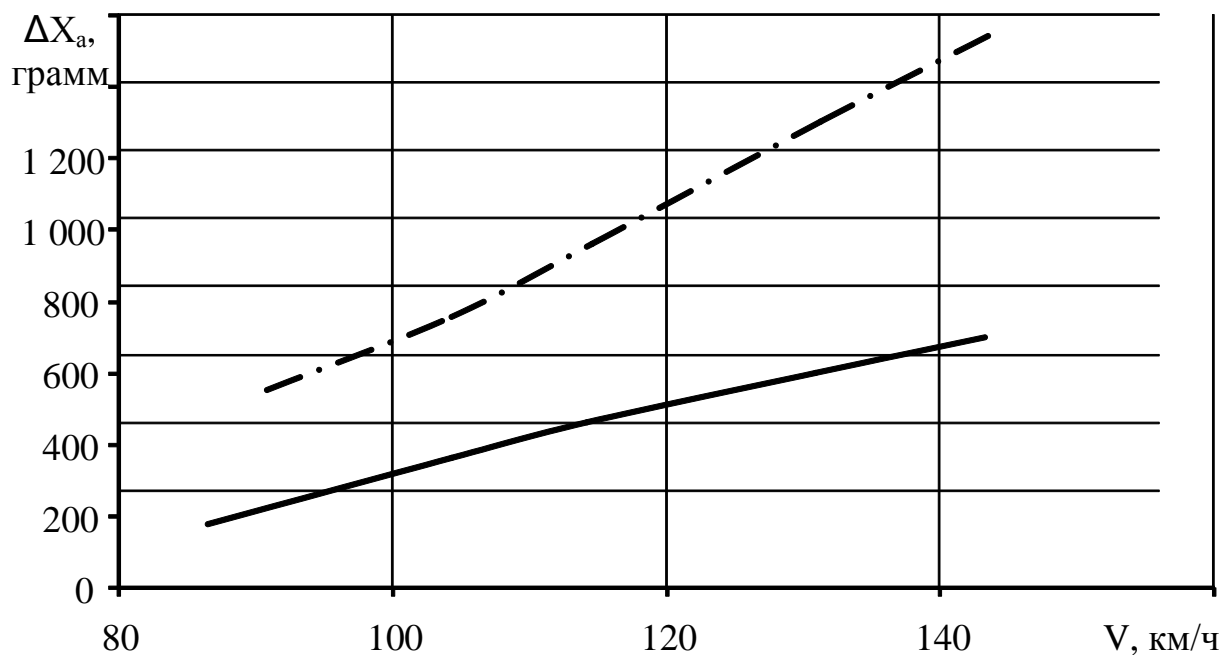


Рис. 6. Зависимость прироста лобового сопротивления модели от скорости в рабочей части АДТ, модель у поверхности экрана (——— – модель с закрытым внешним контуром; — . — – модель с полностью закрытым входом)

В табл. 3 представлены значения прироста лобового сопротивления мотогондолы ТРДД при полном и частичном закрытии входа в двигатель. Значения пересчитаны на натурные размеры и числа Рейнольдса, соответствующие натурной мотогондоле по методике, представленной в работе [33]. Здесь также учитывается наличие и отсутствие ВПП для типового случая посадки самолета с посадочной скоростью 220 км/ч.

Таблица 3

Значения прироста лобового сопротивления мотогондолы ТРДД двигателя

Характеристика	В свободном потоке	С учетом ВПП
ΔX_a , кг (при полном закрытии входа в двигатель)	190	220
ΔX_a , кг (при закрытии внешнего контура двигателя)	90	110

Полученные значения прироста лобового сопротивления мотогондолы двигателя использованы при оценке длины пробега самолета типа Ан-148. Исследования проводились с помощью разработанного модульного программного комплекса “Интеграция-2.1” на основе методики, изложенной в работе [34].

6. Обсуждение результатов: расчёт типового случая посадки самолёта с нейтрализацией тяги двигателя при разных степенях двухконтурности.

Для количественной оценки влияния степени двухконтурности на характеристики ЛА проведем экстраполяцию полученных результатов на ТРДД других степеней двухконтурности. В табл. 4 представлены значения прироста лобового сопротивления мотогондолы ТРДД при полном закрытии входа в двигатель ΔX_a , при наличии и отсутствии ВПП для типового случая посадки самолета типа Ан-148 с посадочной скоростью 220 км/ч.

Таблица 4

Значения прироста лобового сопротивления мотогондолы ТРДД двигателя

Характеристика	В свободном потоке	С учетом ВПП
ΔX_a , кг ($m=12$)	137	159
ΔX_a , кг ($m=20$)	239	277

В табл. 5 представлены результаты расчёта типового случая посадки самолёта типа Ан-148 с двигателями с разными степенями двухконтурности с посадочной скоростью 220 км/ч на сухую бетонную ВПП, находящуюся на уровне моря. Следует отметить, что рассматриваемый случай посадки на сухую бетонную ВПП дает наименьший выигрыш в длине пробега при закрытии входа в двигателя, поскольку в этом случае доля полной кинетической энергии самолета, поглощенная колёсными тормозами, наибольшая.

Таблица 5

Результаты расчёта типового случая посадки самолёта

Характеристика	Без использования реверса	При закрытии входа в двигателя	С использованием максимального реверса
$L_{пр}$, м ($m=15$)	790	771	637
$L_{пр}$, м ($m=20$)	777	759	628

Расчёт дистанции пробега ЛА при $m=15$ позволяет сделать следующие выводы:

– закрытие входа в двигатели незначительно (приблизительно на 2,5 %) уменьшает длину пробега самолета, что объясняется, по-видимому, существенно бóльшим вкладом в поглощение кинетической энергии самолета тормозами и аэродинамическим сопротивлением самого самолета с выпущенной механизацией крыла;

– малая размерность модели мотогондолы двигателя и аэродинамической трубы затрудняют надежный пересчёт получаемых результатов продувок на натурные числа Рейнольдса, поэтому полученные результаты носят предварительный характер.

Расчёт дистанции пробега ЛА при $m=20$ позволяет утверждать:

– при увеличении степени двухконтурности до 20 единиц длина пробега самолета во всех случаях несколько сокращается, что объясняется увеличением общего аэродинамического сопротивления самолета с увеличенным диаметром мотогондол двигателей;

– закрытие входа в двигатели с $m=20$ уменьшает длину пробега самолета приблизительно на 4 % (рассчитано по длине пробега самолета с двигателями со степенью двухконтурности $m=15$ без реверсирования);

– наибольший выигрыш в уменьшении длины пробега самолета, по-видимому, может быть получен за счет более раннего включения реверсивного устройства. С увеличением посадочной скорости прирост лобового сопротивления мотогондолы ТРДД при полном закрытии входа в двигатель возрастает пропорционально квадрату скорости (рис. 7).

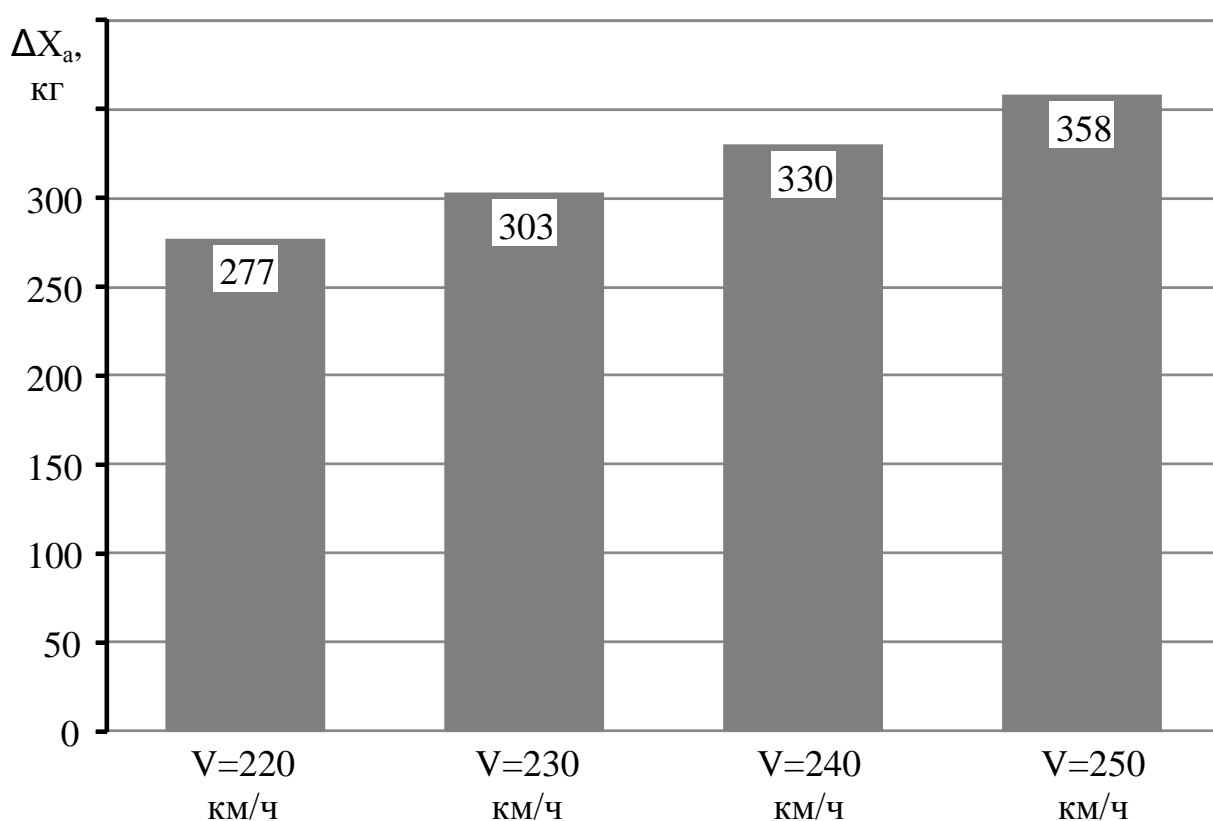


Рис. 7. Величины прироста лобового сопротивления мотогондолы ТРДД при полном закрытии входа в двигатель со степенью двухконтурности $m=20$ и различных посадочных скоростях самолета

Таким образом, результаты представленных исследований позволяют построить прогнозную зависимость величины длины пробега ЛА от степени двухконтурности двигателя (рис. 8). Представлены зависимости длины пробега самолета при посадке на сухую бетонную ВПП, находящуюся на уровне моря от степени двухконтурности ТРДД. Обозначение штрихпунктирной линией - без использования реверса, штриховая линия - при закрытии входа в двигатели, сплошная линия – при использовании максимального реверса.

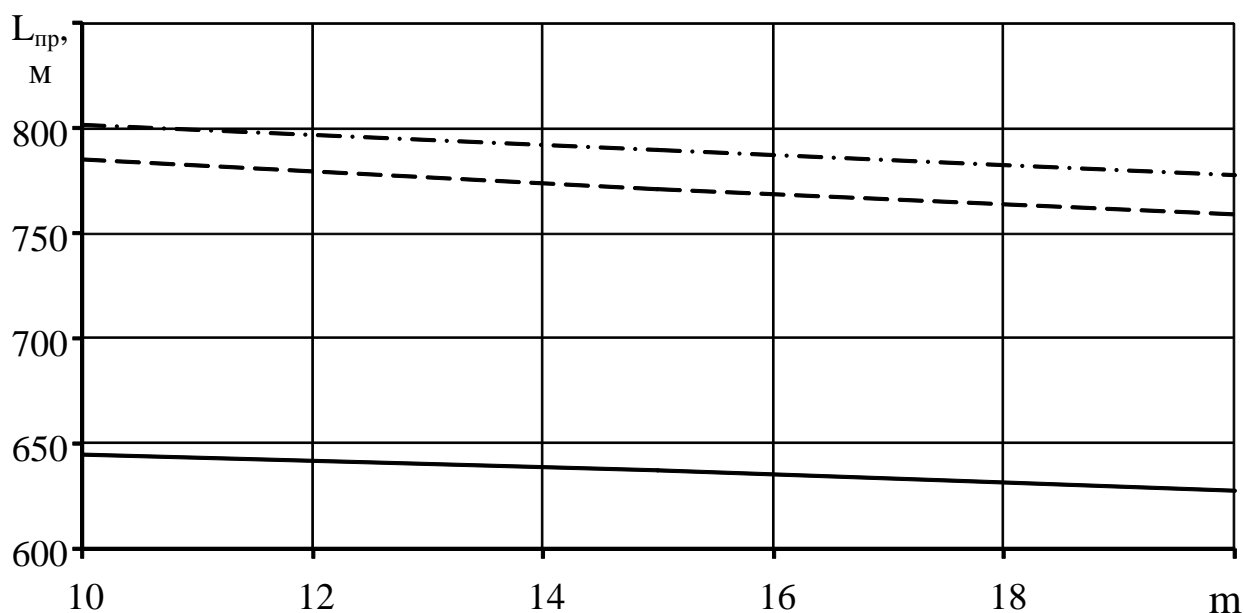


Рис. 8. Зависимости длины пробега самолета от степени двухконтурности двигателя

Анализ представленной зависимости позволяет сделать общий вывод о уменьшении длины пробега самолета во всех случаях при увеличении степени двухконтурности. Однако количественная оценка величины уменьшения длины пробега самолета требует дальнейших тщательных исследований, поскольку представленные в работе методики не в полной мере учитывают влияние масштабного эффекта на величину аэродинамических сил. Для обеспечения потребного широкого диапазона изменения режимов работы силовой установки при степени двухконтурности более 10 единиц необходимо применять регулирование проточной части двигателя. Предполагается использование поворотных лопаток рабочего колеса вентилятора, поворотных лопаток направляющего аппарата вентилятора, регулируемого выходного устройства внешнего контура. Известно, что высокие значения степени двухконтурности являются источником усиления явления заброса частиц в связи с большими массами воздуха, направляемыми в пространство, ограниченное крылом самолета, ВПП, фюзеляжем и наружными двигателями. При этом опущенные в посадочное положение закрылки образуют более замкнутый объем, усугубляя проблему заброса посторонних предметов в двигатели самолета.

Полученные в работе результаты носят предварительный характер, что обусловлено ограничениями, применяемого в аэротрубном эксперименте оборудования, использованием полуэмпирических методик расчета взлетно-посадочных характеристик самолета. Перспективами дальнейшего исследования являются:

- установление влияния закрытия входа в двигатели, размещенные под крылом, на аэродинамические характеристики крыла;
- установление характера пространственного обтекания мотогондолы двигателя с закрытым входом;

- создание специализированной программы расчета длины пробега ЛА для учета эксплуатационных факторов;
- уточнение результатов весового и дренажного экспериментов.

7. Выводы

В результате выполнения работы создана модель “крыло – мотогондола” с большой степенью двухконтурности двигателя и разработана методика проведения весового и дренажного эксперимента.

1. Установлено, что реверсирование тяги двигателя новым способом является одним из эффективных способов торможения самолета при пробеге по взлетно-посадочной полосе. Применение реверсирования тяги двигателя позволяет снизить нагрузку на основную тормозную систему самолёта и сократить тормозную дистанцию, особенно при малом коэффициенте сцепления колёс с ВПП, а также в начале пробега. Однако главной проблемой остается заброс реверсивными струями твердых посторонних предметов с поверхности аэродрома. Попадание реверсных струй во входные устройства двигателей становится причиной искажения полей скоростей и температур на входе в двигатели, что является предпосылкой к возникновению помпажного режима работы компрессора и выключению двигателя. Взаимодействие этих струй с фюзеляжем, крылом и ВПП может повлиять на изменение аэродинамических характеристик самолета при посадке и исказить показания датчиков приборного оборудования, расположенных на фюзеляже.

2. Экспериментальным путём исследована физическая сущность метода нейтрализации тяги двигателя способом поворота рабочих лопаток вентилятора в момент посадки самолёта. Установлено, что увеличение степени двухконтурности двигателей обуславливают актуальность исследования возможности создания вентилятора с поворотными лопатками (прикрываемым входом в двигатель) для уменьшения длины пробега. Кроме уменьшения длины пробега, такое конструктивное решение потенциально способно обеспечить располагаемую тягу двигателя, близкую к оптимальной, на всех режимах полёта, существенно снизить уровень шума двигателя.

Дренажным экспериментом и визуализацией шелковинками выявлен отрыв потока на внешней поверхности модели мотогондолы с полностью закрытым входом. Наличие отрыва потока обусловило выявленное весовым экспериментом увеличение лобового сопротивления модели мотогондолы (приблизительно в 2,5 раза). В весовом эксперименте также установлено, что наличие экранирующей поверхности (приближение мотогондолы двигателя к ВПП) увеличивает лобовое сопротивление модели мотогондолы приблизительно на 14 %. В дренажном эксперименте установлено, что это увеличение лобового сопротивления обусловлено существенным перераспределением давления по поверхности модели мотогондолы.

3. Расчётом типового случая посадки самолёта с нейтрализацией тяги двигателя при разных степенях двухконтурности показано, что закрытие входа в двигатели не существенно уменьшает длину пробега самолета типа Ан-148 (приблизительно на 2,5...4 %). Это объясняется, по-видимому, существенно

большим вкладом в поглощение кинетической энергии самолета тормозов и аэродинамического сопротивления самого самолета с выпущенной механизацией крыла. Однако незначительное уменьшение длины пробега не означает перспективность идеи закрытия входа в двигатель, поскольку в настоящем исследовании не учитывалось:

- уменьшение веса силовой установки при отказе от реверсоров;
- повышение экономичности полёта облегченного самолёта;
- повышение экономичности самих двигателей без реверсоров при наличии дополнительного локального управляющего фактора;
- снижение вероятности попадания посторонних предметов в двигатель при приземлении, открывающее возможности использования других компоновочных решений при размещении двигателей силовой установки на самолете;
- существенное упрощение пилотирования на этапе посадки самолета.

Учёт выше приведенных факторов позволит всесторонне оценить применение идеи закрытия входа в двигатель для уменьшения длины пробега самолёта.

Литература

1. Иноземцев А. А., Нихамкин М. А., Сандрацкий В. Л. Основы конструирования авиационных двигателей и газотурбинных установок. Т. 1: учеб. М.: Машиностроение, 2008. 208 с.
2. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. Проектирование самолётов. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
3. Нечаев Ю. Н. Теория авиационных двигателей. М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1990. 878 с.
4. Поляков В. В. Реверсивные устройства силовых установок с воздушно-реактивными двигателями // Итоги науки и техники. Авиационное. Т. 5. М.: ВИНТИ, 1978. 212 с.
5. Jane's Aero-Engines Yearbook 17/18. IHS, 2018. 1670 p.
6. Гилерсон А. Г. Эффективность реверсивных устройств при торможении самолетов. М.: Машиностроение, 1995. 192 с.
7. Святогоров А. А. Обобщение массы реверсивных устройств турбореактивных двигателей // Труды ЦИАМ. № 927. М., 1981. 29 с.
8. Данильченко В. П. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. 620 с.
9. Шульгин В. А. Двухконтурные турбореактивные двигатели маломощных самолетов. М.: Машиностроение, 1984. 168 с.
10. Обеспечение потребных характеристик короткого взлета и посадки самолета с ТВВД / Куликов Г. Г., Котенко П. С., Фатиков В. С., Ищук В. П. // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 4. С. 29–33.
11. Ищук В. П. Регулирование отрицательной тяги силовой установки транспортного самолета // Авиационно-космическая техника и технология. 2006. № 7. С. 45–57.
12. Остроухов С. П. Исследование картины течения около воздушного винта в профилированном кольце и без кольца при реверсе тяги // Ученые записки ЦАГИ. 2009. Т. XL, № 2. С. 96–103.

13. Ruizhan Q., Ziqiang Z., Zhuoyi D. Thrust Reverser Optimization for Safety with CFD // *Procedia Engineering*. 2011. Vol. 17. P. 595–602. doi: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2011.10.075>
14. Bennouna F. O., Langlois S. N. Design of Accommodation Process Applied to the Thrust Reverser of Aircraft Nacelle // *IFAC Proceedings Volumes*. 2012. Vol. 45, Issue 13. P. 547–552. doi: <https://doi.org/10.3182/20120620-3-dk-2025.00077>
15. Malaek S. M., Parastari J. Thrust reverser modulation – a tool to command landing ground run // *Aircraft Design*. 2001. Vol. 4, Issue 4. P. 179–191. doi: [https://doi.org/10.1016/s1369-8869\(01\)00009-x](https://doi.org/10.1016/s1369-8869(01)00009-x)
16. Implementation of a thrust reverse noise detection system for airports / Asensio C., Moschioni G., Ruiz M., Tarabini M., Recuero M. // *Transportation Research Part D: Transport and Environment*. 2013. Vol. 19. P. 42–47. doi: <https://doi.org/10.1016/j.trd.2012.12.003>
17. Aerodynamic design optimization of nacelle/pylon position on an aircraft / Li J., Gao Z., Huang J., Zhao K. // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2013. Vol. 26, Issue 4. P. 850–857. doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2013.04.052>
18. Hoheisel H. Aerodynamic aspects of engine-aircraft integration of transport aircraft // *Aerospace Science and Technology*. 1997. Vol. 1, Issue 7. P. 475–487. doi: [https://doi.org/10.1016/s1270-9638\(97\)90009-2](https://doi.org/10.1016/s1270-9638(97)90009-2)
19. Комов А. А. Газодинамическое совершенствование реверсивных устройств // *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*. 2008. № 134. С. 45–51.
20. Carlson J. R., Compton W. B. An experimental investigation of nacelle-pylon installation on an unswept wing at subsonic and transonic speeds. National Aeronautics and Space Administration, 1984. 204 p.
21. Simulation of Wing and Nacelle Stall / Radespiel R., Francois D., Hoppmann D., Klein S., Scholz P., Wawrzinek K. et. al. // *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. 2016. doi: <https://doi.org/10.2514/6.2016-1830>
22. Numerical Simulation of Engine-Inlet Stall with Advanced Physical Modelling Compared to Validation Experiments / Probst A., Schulze S., Radespiel R., Kähler C. J. // *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*. 2013. P. 565–573. doi: https://doi.org/10.1007/978-3-642-35680-3_67
23. Jung U., Breitsamter C. Experimental Aerodynamic Investigations on Commercial Aircraft High Lift Characteristics by Large Engine Nacelles. URL: <https://www.researchgate.net/publication/268299750>
24. Nacelle-wing integration. NASA. Langley Research Center, First Annual High-Speed Research Workshop, 1991. URL: https://ia801907.us.archive.org/17/items/NASA_NTRS_Archive_19940028998/NASA_NTRS_Archive_19940028998.pdf
25. Kwon E.-Y., Leblanc R., Garem J.-H. Experimental investigation of sonic jet flows for wing/nacelle integration // *KSME International Journal*. 2001. Vol. 15, Issue 4. P. 522–530. doi: <https://doi.org/10.1007/bf03185113>
26. New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XI / A. Dillmann, G. Heller, E. Krämer, C. Wagner, S. Bansmer, R. Radespiel, R. Semaan

(Eds.) // Contributions to the 20th STAB/TGLR symposium Braunschweig. Springer, 2016. 767 p. doi: <https://doi.org/10.1007/978-3-319-64519-3>

27. Green Aviation / R. Blockley, R. Agarwal, F. Collier, A. Schaefer, A. Seabridge (Eds.). John Wiley & Sons, 2016. 536 p.

28. Numerical Simulations for DLR F6 Wing Body Nacelle Pylon with Enhanced Implicit Hole Cutting Method / Li K., Xiao Z., Wang Y., Du J., Li K. // Parallel Computational Fluid Dynamics: 25th International Conference, ParCFD. Changsha, 2013. P. 185–194.

29. Анипко О. Б., Башинский В. Г., Украинец Е. А. Аэродинамический облик, радиолокационная и инфракрасная заметность самолетов военного назначения при их обнаружении: монография. Запорожье: “АО Мотор Сич”, 2013. 250 с.

30. Экспериментальное определение значений критериев совершенства аэродинамической трубы Т-1 Харьковского университета Воздушных Сил / Анипко О. Б., Газаев В. В., Джимиев А. Р., Спиркин Е. В., Украинец Е. А., Шабрат И. И. // Аэрогидродинамика и аэроакустика: проблемы и перспективы. 2009. С. 28–32.

31. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов: монография / ред. Г. С. Бюшгенс. М.: Наука, Физматлит, 1998. 816 с.

32. Технические условия на проектирование и изготовление моделей, предназначенных для испытаний в аэродинамических трубах Т-102 и Т-103 ЦАГИ. М.: Изд. Отдел ЦАГИ, 1978. 39 с.

33. Радциг А. Н. Экспериментальная гидроаэромеханика. М.: МАИ, 2004. 296 с.

34. Краснов Н. Ф. Основы аэродинамического расчета. М.: Высшая школа, 1981. 496 с.

35. Методика оценки технико-экономических характеристик турбовинтового двигателя в системе легкого регионального пассажирского самолета / Логинов В. В., Украинец Е. А., Кравченко И. Ф., Еланский А. В. // Системи озброєння і військова техніка. 2014. № 1. С. 150–160.