Российская академия наук Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

МОДЕЛИ И МЕТОДЫ АЭРОДИНАМИКИ

Материалы Двадцатой международной школы-семинара

УДК 533.6 532.5 629.7

Модели и методы аэродинамики. Материалы Двадцатой международной школы-семинара. – М.: ЦАГИ, 2020. – 138 с.

Сборник включает тезисы докладов, представленных на Двадцатой международной школе-семинаре «Модели и методы аэродинамики», проводившейся в 2020 г. в г. Евпатория. В рамках трех тематических направлений: аналитические методы модели, вычислительная аэродинамика и экспериментальная аэродинамика – рассмотрены результаты исследований безотрывных и отрывных течений, включая устойчивые и неустойчивые потоки, двух- и трехмерные, ламинарные и турбулентные, несжимаемые и сжимаемые, пограничные слои и слои смешения, МГД-течения, процессы горения, вопросы кинетики, теплозащиты, конструкции летательных аппаратов и их элементов и др., а также вопросы прикладного использования фундаментальных аэрогазодинамических результатов.

Двадцатая международная школа-семинар «Модели и методы аэродинамики» проводится при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 20-01-20001), а также при поддержке АО «АЭРОКОН».

МОДЕЛИ И МЕТОДЫ АЭРОДИНАМИКИ

Двадцатая международная школа-семинар

Евпатория, 10-17 сентября 2020 г.

Школа-семинар проводится при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, а также при поддержке АО «АЭРОКОН»

Школа-семинар проводится при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 20-01-20001), а также при поддержке АО «АЭРОКОН».

ОРГАНИЗАТОРЫ

Российская академия наук Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ И ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТЫ

Председатель организационного комитета:

С.Л. Чернышев академик РАН, ЦАГИ

Сопредседатели организационного и программного комитета:

А.М. Гайфуллин член-корр. РАН, ЦАГИ

А.Н. Крайко проф., ЦИАМ

В.А. Левин *академик РАН, ЦАГИ* И.И. Липатов *член-корр. РАН, ЦАГИ* В.Я. Нейланд *член-корр. РАН, ЦАГИ*

Члены организационного и программного комитетов:

В.В. Козлов (ИТПМ СО РАН), С.В. Гувернюк (НИИ механики МГУ), Д.В. Никущенко (СПбГМТУ), С.А. Исаев (СПбГУ ГА),

Н.И. Батура, Г.Н. Дудин, И.В. Ежов, М.А. Иванькин,

О.Е. Кириллов, С.В. Чернов, О.Л. Чернова, А.В. Кукушкин,

В.В. Яшина (ЦАГИ)

Ученый секретарь:

Н.В. Гурылева в.н.с., ЦАГИ

Расчетное исследование газодинамического процесса в системе утилизации высокоэнтальпийных двухфазных продуктов сгорания

М.А. Абрамов, М.В. Ананян, А.С. Захаров, В.С. Захаров, Т.А. Кольцова *ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва*

При стендовой отработке энергосиловых установок на энергоемких конденсированных составах (ЭКС) возникает необходимость в обеспечении мер по утилизации двухфазного высокоэнтальпийного потока (ДВП), образующегося при сгорании продуктов газификации ЭКС с воздухом. Утилизация ДВП обеспечивает экологическую безопасность проведения испытаний в виду наличия в составе ЭКС вредных для окружающей среды и персонала веществ. В случае сверхзвуковых ДВП необходима комплексная система, состоящая из кормового диффузора, отводного тракта, устройства сепарации конденсированных частиц. Охлаждение ДВП осуществляется посредством впрыска охлаждающей жидкости (воды, солевых растворов) в отводном тракте. При разработке такой системы одной из задач является выбор формы и геометрических размеров проточного тракта, обеспечивающего необходимый уровень гидравлического сопротивления.

Определение гидравлического сопротивления всего тракта с использованием трехмерного численного моделирования с учетом впрыска и испарения охлаждающей жидкости требует значительных вычислительных и временных ресурсов. Поэтому возникает необходимость в разработке подходов к моделированию рабочего процесса в проточном тракте системы утилизации (СУ) двухфазных продуктов сгорания, значительно сокращающих ресурсоемкость вычислений.

В данной работе рассматривается подход к определению работоспособности тракта СУ, который заключается в разделении задачи определения работоспособности СУ на две подзадачи. Первая подзадача — определение предельного уровня противодавления обеспечиваемого кормовым диффузором. Вторая подзадача заключается в определении газодинамического сопротивления участка после подачи воды при течении смеси продуктов сгорания с водяным паром. Работоспособность СУ определяется положительной величиной разности противодавления и газодинамического сопротивления (коэффициент запаса по давлению $k_{\rm 3an} > 1$). Предложенный подход позволяет существенно сократить требуемые вычислительные ресурсы. Основным допущением при моделировании является предположение о том, что полный переход воды из жидкого

состояния в газообразное происходит мгновенно на границе между кормовым диффузором и входным трактом.

Проведена верификация предложенного подхода для двумерной геометрической конфигурации проточного тракта, имитирующей натурный объект. Задача решалась как в полной постановке (с расчетом движения и испарения капель охлаждающей жидкости), так и в упрощенной постановке (с мгновенным испарением всей подаваемой жидкости). Отличие расчетных результатов, полученных с использованием двух моделей, составило менее 2 % по потерям давления в проточном тракте и менее 4 % по осредненной скорости потока в выходном сечении.

Апробация представленного подхода проведена на примере расчета характеристик крупногабаритной СУ длиной ≈ 80 м для сверхзвукового высотного стенда периодического действия. В результате проведенных исследований выбрана конфигурация проточного тракта СУ, обеспечивающая коэффициент запаса по давлению $k_{\rm san}=1.8$. Анализ полученных данных показал, что разработанный подход и результаты численного моделирования могут быть использованы на этапе предварительного проектирования СУ для сверхзвуковых высотных стендов.

Динамические измерения полей температур и давлений в высокоскоростном потоке

В.Ю. Александров 1 , В.П. Юрин 1 , М.В. Ананян 1 , К.Ю. Арефьев 1,2,3 , А.Н. Прохоров 1 ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва 2 МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва 3 МФТИ, Долгопрудный

Проведение испытаний объектов летательных аппаратов с силовыми установками на основе высокоскоростных прямоточных воздушно-реактивных двигателей на стендах в высокоэнтальпийном воздушном потоке обуславливает повышенные требования к системам измерения параметров среды: температуры и давления торможения. Задача разработки таких систем, сохраняющих свою работоспособность при длительном воздействии высокоэнтальпийного потока на испытательных стендах, представляется актуальной.

В работе описывается универсальная динамическая стендовая система измерения полей (СИП) температур и давлений газового потока на срезе аэродинамического сопла (АДС), предназначенного

для испытаний крупномасштабных стендовых образцов экспериментальных объектов.

Основным элементом СИП является подвижная гребенка с каналами замеров давлений и температур набегающего потока. Места отборов замеров представляются собой камеры торможения, выполненные из углерод-углеродного силицированного композиционного материала. В ходе испытаний с помощью высокотемпературных термопар фиксировалась полная температура потока на срезе АДС, а с помощью трубки пито фиксировалось полное давление газового потока. Гребенка устанавливалась на двух каретках, двигающихся синхронно по вертикальным направляющим. Каретки и направляющие устанавливались с боковых сторон АДС, вне газового потока, без теплового воздействия. Скорость перемещения гребенки СИП регулировалась за счет специально разработанного программного обеспечения и ряда конструктивных особенностей конструкции стендовой системы СИП. Решена задача организации охлаждения элементов конструкции СИП, находящихся непосредственно в высокоэнтальпийном потоке.

Результаты проведенных экспериментальных исследований модельной конструкции СИП с применением перспективных материалов позволили сделать вывод об удовлетворительной достоверности измеренных параметров и возможности применения натурной СИП в качестве средства аттестации аэродинамических стендов для высотных испытаний.

Валидация расчетных методов в задаче исследования характеристик воздушного винта

В.С. Алесин, В.В. Губский, О.В. Дружинин, О.В. Павленко *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский*

Проведена валидация различных расчетных программ на задаче определения основных аэродинамических характеристик воздушного винта с целью последующей оценки параметров потока за винтом. Проведено сравнение результатов с экспериментальными данными.

Для решения задачи расчета характеристик воздушного винта выбрана модель шестилопастного изолированного винта диаметром D=0.85 м и углом установки лопастей $\phi_{\rm n}=20^{\circ}$. Расчетные исследования проводились в соответствии с условиями эксперимента.

В качестве решателей использованы программы, основанные на численном решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-

Стокса: SOLID WORKS (№ лицензии 9000010390515369), ANSYS Fluent (лицензия № 501024), NUMECA (лицензия FO-SPA-XPA-XCP).

Расчетная сетка состояла из вращательной и неподвижной областей, а также включала твердотельные элементы: вал и лопасть. Параметры сетки: количество ячеек ~ 5 –12 млн. Первая ячейка пограничного слоя — $1\cdot 10^{-5}$. Дополнительно проведен анализ на сетке 23.5 млн. Для решателя использована полная система уравнений Рейнольдса с осреднением по Фавру и замыканием моделью турбулентности k– ϵ версии Menter–Lechner во всех программах. В качестве граничных условий использованы как стандартные, так и специальные граничные условия. Для стандартных использованы условия «входа» и «выхода». В качестве специальных граничных условий использованы условие «ротор-статор взаимодействие» и условие «плоскости смешения».

Расчетные исследования проводились при различных скоростях набегающего потока V = 6-70 м/c и числах оборотов N = 3000-5000 об/мин. Задача решена в стационарной постановке.

В результате расчета получено распределение давления на поверхностях лопастей и рассчитаны основные характеристики винта. Получено удовлетворительное согласование исследуемых характеристик, и при расчете на подробной сетке (23 млн) достигается наибольшее приближение к экспериментальным данным. Рассчитана относительная эффективность тяги винта (КПД) в зависимости от скорости набегающего потока и оборотов. В сравнении с экспериментом и при умеренных скоростях рассмотренные методы дают точность порядка 2 % по относительной тяге.

В целом полученные результаты позволяют использовать рассматриваемые коды для решения задач вращения винта.

Численные исследования продольной устойчивости планера летательного аппарата «Чирок» при изменении угла скольжения

В.С. Алесин, О.В. Павленко, А.М. Раздобарин ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Развитие амфибийной авиации с самолетами на воздушной подушке открывает особые перспективы для нашей страны, т.к. позволяет осваивать труднодоступные районы с неразвитой инфраструктурой, осуществлять связь между малонаселенными пунктами, проводить мониторинг пожарной ситуации в лесах, районах стихий-

ных бедствий, отслеживать обстановку на дорогах. Летательный аппарат «Чирок» может выполнять все вышеизложенные задачи, поскольку существует в двух вариантах: в качестве небольшого пассажирского самолета и беспилотника, а также имеет шасси на воздушной подушке, которое позволяет выполнять посадку фактически на любую поверхность.

Ранее в процессе создания опытного самолета-амфибии «Чирок» в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ были проведены экспериментальные исследования аэродинамических характеристик этой модели летательного аппарата.

Численные исследования продольной устойчивости планера летательного аппарата «Чирок» были проведены по программе ANSYS Fluent, основанной на осредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье–Стокса, в масштабе 1:5 при числах M=0.1445 и $Re=0.67\cdot10^6$ на угле атаки $\alpha=0$ и в диапазоне углов скольжения $-14^\circ \le \beta \le 10^\circ$.

Как в расчете, так и в эксперименте при увеличении угла скольжения увеличивается момент тангажа на кабрирование и ухудшается продольная устойчивость ЛА. Представлены зависимости приращения коэффициента момента тангажа модели ЛА от угла скольжения $\Delta m_z = m_z |_{\beta} - m_z |_{\beta=0}$ при $\alpha=0$. Основную роль в увеличении момента тангажа на кабрирование играет наветренная левая сторона хвостового оперения и в меньшей степени – фюзеляж. Парирование правой стороной хвостового оперения такого воздействия явно недостаточно.

Расчет показал, что при увеличении угла скольжения до $\beta=-20^\circ$ аэродинамические нагрузки на хвостовое оперение по оси OX меняются незначительно (например, F_x левой консоли ΓO при небольшой величине практически меняет только свой знак), тогда как составляющие суммарной силы величины F_y и F_z становятся на порядок больше.

Таким образом, численное исследование влияния изменения угла скольжения на обтекание и аэродинамические характеристики модели данного летательного аппарата показало, что изменение угла скольжения β от 0 до -20° приводит к увеличению момента тангажа на кабрирование и ухудшению продольной устойчивости летательного аппарата. Увеличение момента тангажа на кабрирование происходит, в основном, за счет наветренной левой стороны хвостового оперения и в меньшей степени — фюзеляжа.

Математическое моделирование нелинейных продольных аэродинамических характеристик конфигурации NASA CRM при неустановившихся движениях на больших углах атаки

Д.А. Алиева ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Для исследования неустановившегося движения модели самолета на больших углах атаки необходимо построение математической модели аэродинамических характеристик с учетом нелинейных эффектов, связанных развитием отрывного обтекания. Разработанная в NASA конфигурация Common Research Model (CRM) предназначена для сравнительных численных и экспериментальных исследований аэродинамических характеристик. Для этой конфигурации в ЦАГИ была изготовлена динамически подобная модель с дистанционно отклоняемыми органами управления для испытаний на динамических стендах. С использованием экспериментальных данных вынужденных гармонических колебаний модели CRM с большими амплитудами в аэродинамической трубе дозвуковых скоростей была построена математическая модель ее продольных аэродинамических характеристик в широком диапазоне углов атаки с учетом нелинейных эффектов влияния угловой скорости вращения по тангажу. Валидация математической модели проводилась путем сравнения результатов моделирования с экспериментальными данными, полученными при управляемом продольном движении модели на одностепенном шарнире в АДТ, вызванном отклонением рулей высоты по гармоническому закону с различными амплитудами, а также их квазистатическом линейном отклонении. Анализируется процесс возникновения продольных автоколебаний модели. Показано, что построенная нелинейная математическая модель позволяет адекватно описать наблюдающиеся в эксперименте нелинейные нестационарные явления в широком диапазоне углов атаки и кинематических параметров движения модели.

Физическое и математическое моделирование неравновесных двухфазных потоков в бескомпрессорных двигателях

К.Ю. Арефьев^{1,2,3}, А.Н. Прохоров¹, Л.С. Яновский^{1,4}, А.В. Воронецкий², М.А. Абрамов^{1,2,3}

¹ ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

³ МФТИ, Москва

⁴ ИПХФ РАН, Черноголовка

В работе представлены методы расчетного и экспериментального исследований неравновесных потоков в каналах переменного сечения модельных бескомпрессорных двигателей. Сформулированы проблемы, связанные с реализацией эффективного смешения и горения двухфазных высокоэнтальпийных потоков.

Траекторный анализ основывается на численном моделировании двухфазного течения в КС с помощью комбинированного подхода Лагранжа—Эйлера. При моделировании характеристик газовой фазы решается система уравнений Навье—Стокса, записанная для сжимаемой вязкой теплопроводной неразрывной многокомпонентной среды. Система замыкается уравнением состояния идеального газа и дополнена моделью турбулентности. Предложен алгоритм обработки расчетных данных посредством введения вероятностного подхода при траекторной оценке распределения полидисперсных частиц КПГ частиц дисперсной фазы.

С помощью разработанных экспериментальной установки и методики обработки данных на основе многозонной модели горения определены коэффициенты полноты сгорания конденсированной фазы продуктов газификации борсодержащего ЭКМ при температурах торможения высокоэнтальпийного воздушного потока во входном сечении канала 450—1500 К.

Помимо оценки эффективности рабочего процесса, в работе проведен сравнительный анализ интенсивности воздействия частиц конденсированной фазы на стенки проточного тракта. Для сравнения интенсивности воздействия при различных способах инжекции ПГ в работе использованы следующие разработанные критерии:

- интегральная относительная интенсивность эрозионного воздействия частиц на стенки КД;
- средняя плотность потока энергии при ударе одной частицы.

В результате проведенных исследований получены экспериментальные закономерности горения полидисперсных частиц конденсированной фазы в воздушном потоке с начальной температурой до 1500 К. Разработаны математические модели, описывающие движение и горение частиц конденсированной фазы в одномерной и многомерной постановках. Сформулированы критерии, определяющие качество смешения двухфазных потоков и интенсивность их эрозионного воздействия на стенки проточного тракта.

Полученные результаты могут быть использованы для создания научных основ организации рабочего процесса, обеспечивающих повышение эффективности горения и минимизацию теплового и эрозионного воздействия на стенки проточного тракта КС бескомпрессорных ВРД.

Работа выполнена при поддержке РНФ (проект 19-49-02031).

Условия оптимальности эжекторов, улучшенных продольным сдвигом сопел

Ю.К. Аркадов ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Впервые проводится аналитическое исследование условий оптимальности эжекторов, конструкции которых улучшены сдвигом высоконапорных сопел. Рассмотрения проведены в трех модернизированных автором теориях критических режимов, близких к теориям Васильева, Миллионщикова—Рябинкова, Пирсона.

Газовый эжектор, в котором сопла высоконапорного газа сдвинуты одно относительно другого в продольном направлении, предложен в [1]. Он имеет улучшенные характеристики, что подтверждено экспериментальными данными ряда авторов. В [1] предложена также простая теория оптимального сдвига сопел. В этой теории предполагается, что второе (нижнее по течению) сопло сдвинуто достаточно далеко и не влияет на запирание эжектора, а сечение запирания располагается между срезами сопел № 1 и № 2. В этом случае известные законы сохранения между сечением среза сопла № 1 и сечением запирания позволяют составить системы уравнений, похожие на известные системы уравнений критических режимов газового эжектора. В системе уравнений критических режимов Ю.Н. Васильева, например, появляются дополнительные коэффициенты «2» в двух уравнениях, имеющих в его обозначениях вид

$$q(\lambda_2') - \frac{q(\lambda')}{1 + 2a(1 - q(\lambda_1))} = 0,$$

$$2k - \frac{z(\lambda_2') - z(\lambda')}{z(\lambda_1) - z(1)} = 0.$$

Для классического эжектора во всех трех теориях критических режимов условием оптимальности при дозвуковой скорости смеси является равенство статических давлений потоков на входе в эжектор p'/p=1.

При сдвиге сопел условия оптимальности другие и в разных теориях уже разные:

- в аналоге теории Ю.Н. Васильева - уравнение

$$(p_3-p_1)(p'_2-p')/(p_3-p')(p'_2-p_1)=2;$$

- в аналоге теории Миллионщикова-Рябинкова - уравнение

$$(p_3 - p') / (p_3 - p_1) = 2.$$

Приближенным условием оптимальности в аналоге теории Пирсона является простое выражение p'/p = 2 (статическое давление высоконапорного газа на срезе сопла № 1 должно быть вдвое выше статического давления низконапорного газа).

Численные исследования показали, что оптимальные эжекторы со сдвигом сопел на 10–40 % лучше оптимальных эжекторов классической схемы.

Литература

1. Аркадов Ю.К. Новые газовые эжекторы и эжекционные процессы. – М.: Физматлит, 2001. – 336 с.

Методика исследования каталитических свойств материалов при сверхвысоких температурах

А.Н. Астапов¹, Б.Е. Жестков², В.В. Плугин², И.В. Сенюев², М.М. Целунов², В.В. Штапов²
I
 МАИ, Москва 2 ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Основной вклад в тепловой поток для неравновесных условий обтекания высокоскоростного аппарата вносит гетерогенная рекомбинация атомов. Поэтому необходимо исследовать каталитические свойства высокотемпературных материалов. Работа является развитием [1, 2].

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе (АДТ) ВАТ-104 ЦАГИ, позволяющей моделировать условия полета со скоростью 4–8 км/с на высотах 60–100 км. АДТ снабжена высокочастотным индукционным подогревателем газа, обеспечивающим нагрев рабочего газа до высоких температур (7000–10000 К) без загрязнения примесями. Скорость потока составляет 4–5 км/с, числа Маха M=4-6, тепловой поток $Q=0.1-5~\mathrm{MBT/m}^2$. Реализуется хорошая стабильность и повторяемость режимов (не хуже 97 %). Непрерывное время цикла испытаний составляет до 20 минут.

Испытываемые образцы устанавливались на специально разработанных поддерживающих устройствах, выполненных из соломки корунда, карбонитрида бора или высокотемпературных оксидов диаметром 3–4 мм, что позволило теплоизолировать образцы и проводить испытания при температурах вплоть до 3500 К.

Тепловой поток к образцам находился по распределению радиационно-равновесной яркостной температуры. Яркостная температура образцов измерялась пирометром на базе цифровой ПЗС камеры VS-CTT-285/E/P-2001 на длине волны 890 нм и тепловизором Тандем VS-415U на 650 нм. Спектральная температура и излучательная способность определялись по спектру теплового излучения образцов, регистрируемого с помощью спектрографа Ocean Optics USB2000+. Значения излучательной способности и яркостной температуры позволили определить термодинамическую температуру образцов.

Испытывались образцы сверхвысокотемпературных керамик в виде дисков диаметром 20 мм и толщиной 5 мм. Образцы нагревались в потоке воздушной или азотной плазмы до температуры $T_w = 1700-2000$ K, а затем их температура скачком увеличивалась на ~ 1000 K. Это происходило в результате образования на наветренной поверхности образцов высококаталитической термобарьерной пленки на основе HfO_2 и ZrO_2 в потоке воздушной плазмы; нитридов и карбидов гафния и циркония – в потоке азотной плазмы [3, 4].

Испытывались также диски из углеродных материалов диаметром 30 мм и толщиной 9 мм с жаростойкими покрытиями на основе системы $ZrSi_2$ - $MoSi_2$ - ZrB_2 . В потоке воздушной плазмы наблюдалось окисление покрытий с образованием гетерогенной оксидной пленки, представленной боросиликатным стеклом, цирконом и ZrO_2 . При повышении рабочих температур свыше $T_w = 1750-1800$ °C происходило испарение с поверхности стекла и образование пористой структуры на основе ZrO_2 , что приводило к возникновению градиента температуры по толщине покрытий и, как следствие, к уменьше-

нию скорости окисления внутренних слоев и снижению давления насыщенных паров стеклофазы.

Константа скорости гетерогенной рекомбинации K_w материалов и покрытий определялись модифицированным расчетно-экспериментальным способом по разности теплового потока к исследуемому и эталонному теплоизолированным образцам [5]. Для образцов керамик значения K_w составили 20–40 м/c, а для покрытий – 1–10 м/c.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 18-08-00020-а).

Литература

- 1. Ваганов А.В., Жестков Б.Е., Сахаров В.И., Сенюев И.В., Целунов М.М., Штапов В.В. Методика исследования неравновесного теплообмена и каталитических свойств высокотемпературных материалов // Материалы XXX Научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ, 2019. С. 74–75.
- 2. Жестков Б.Е., Сахаров В.И., Сенюев И.В. Расчетно-экспериментальное исследование каталитической активности сверхвысокотемпературной керамики // Физико-химическая кинетика в газовой динамике, 2019. www.chemphys.edu.ru/pdf/.
- 3. Kablov E.N., Zhestkov B.E., Grashchenkov D.V., Sorokin O.Ju., Lebedeva Ju.E., Vaganova M.L. Investigation of the oxidative resistance of the high-temperature coating on a SiC material under exposure to high-enthalpy flow // High Temperature, 2017. Vol. 55, no. 6. Pp. 873–879.
- Zhestkov B.E., Vaganova M.L., Lebedeva Ju.E., Sorokin O.Ju, Medvedev P.N. Influence of nitrogen high speed flow exposure on the microstructure and surface chemistry of a coated SiC composite // High Temperature, 2018. – Vol. 56, no. 6. – Pp. 857–863.
- 5. Егоров И.В., Жестков Б.Е., Шведченко В.В. Определение каталитической активности материалов при высоких температурах в гиперзвуковой трубе ВАТ-104 // Ученые записки ЦАГИ, 2014. Т. XLV, № 1. С. 3–13.

Воздействие высокоскоростного диссоциированного воздушного потока на пластинку сапфира

А.Н. Астапов 1 , Б.Е. Жестков 2 , В.А. Погодин 1 , И.В. Сенюев 2 , В.В. Штапов 2 ИАИ, Москва 2 ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Иллюминаторы из лейкосапфира используются на высокоскоростных летательных аппаратах для регистрации инфракрасного излучения. Целесообразно исследовать воздействие высокоскоростного

диссоциированного воздушного потока на образцы лейкосапфира. Исследования проводились на установке ВАТ-104 ЦАГИ, оснащенной высокочастотным индукционным подогревателем газа и позволяющей моделировать условия полета на высотах 60–100 км [1]. Температура торможения составляет 5500–10000 К, числа Маха 4–6, скорость потока 4–5 км/с. Подогреватель обеспечивает получение незагрязненного потока плазмы, хорошую стабильность и повторяемость режимов [1].

Испытывались диски монокристаллического лейкосапфира диаметром 30 мм и толщиной 5 мм. Диск сапфира устанавливался на корундовой соломке, которая вставлялась в углубление, выполненное в центре диска с тыльной стороны [2]. Расстояние от среза сопла до поверхности сапфира составляло x = 56 мм.

При испытаниях диск лейкосапфира нагревался до температуры плавления 2319 К в высокоскоростном потоке воздушной плазмы при давлении торможения 150 тор и в потоке азотной плазмы при давлении торможения 300 тор. Это показывает, что на лейкосапфире происходит в основном рекомбинация атомарного кислорода. В тех же условиях в потоке воздушной плазмы проведены испытания дисков аналогичной геометрии с покрытием МАИ Д5. Константа скорости гетерогенной рекомбинации атомов кислорода и азота для покрытия МАИ Д5 составляет $K_w = 3$ м/с. Тепловой поток к диску при давлении торможения 150 тор в высокоскоростном потоке воздушной плазмы равнялся 641 Вт. Конвективный тепловой поток к некаталитическому диску [3] составляет 569 Вт. При изменении $\Delta K_{\rm w} = 3$ м/с поток к испытываемому диску изменяется на 72 Вт. При рекомбинации кислорода изменение теплового потока $\Delta O = 72~\mathrm{Br}$ соответствует $K_w \approx 6$ м/с. Оценим значение константы скорости гетерогенной рекомбинации атомов кислорода K_w на сапфире. Считая, что в потоке азотной плазмы имеет место только конвективный теплообмен и он такой же, как в воздушном потоке, получаем упрощенно для конвективных составляющих теплового потока к диску в испытаниях при давлениях 300 и 150 тор $Q_a/Q_B = \sqrt{300/150} = 1.41$. Для конвективной и химической составляющих теплового потока испытания при давлении 150 тор имеем $Q_{\kappa} = 569 \,\mathrm{Bt}$, $1.41 \,Q_{\kappa} = Q_{\kappa} + Q_{x}$, $Q_x = 233 \, \text{Вт.}$ Такому значению химической составляющей теплового потока соответствует значение константы скорости гетерогенной рекомбинации атомов кислорода на монокристаллическом лейкосапфире $K_w = 19$ м/с. Полный тепловой поток к диску составляет Q = 802 Вт. Температура наветренной стороны диска равна 2319 К, подветренной – 1800 К. Считая, что излучательная способность сапфира не

зависит от температуры в этом диапазоне, получаем для излучательной способности сапфира $\epsilon \approx 0.39$. Прозрачный в видимой части инфракрасной области диск лейкосапфира тем не менее, как всякое тело, теряет тепло за счет излучения. Хотя спектр теплового излучения лейкосапфира сильно отличается от распределения Планка, результаты измерения спектральной температуры близки к табличным значениям температуры плавления лейкосапфира.

Проведены исследования микроструктуры, рентгеноспектральный и рентгенофазовый анализы поверхности дисков лейкосапфира после испытаний. В потоке воздушной плазмы выявлено образование террасной структуры на наветренной поверхности сапфира, представленной параллельными полосами с интервалом ~ 320 нм. Образование террасной структуры является, по-видимому, фронтом кристаллизации (на участках поверхности, где наблюдалось плавление) и результатом рекристаллизации нарушенного после резки слоя монокристалла (на остальных участках). По данным рентгеноспектрального анализа обнаружена нестехиометрия по кислороду, отвечающая формуле Al₂O_{3 3}. Поскольку образец нагревается до температуры ≈ 2300 К, когда практически не происходит адсорбции атомов, рекомбинация по классическим механизмам невозможна. По-видимому, рекомбинация идет в результате встраивания атомов кислорода в кристаллическую решетку Al_2O_3 . В потоке азотной плазмы выявлено химическое взаимодействие, приводящее к образованию в поверхностном слое лейкосапфира гетерофазной структуры, представленной нитридом и оксинитридом алюминия.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 18-08-00020-а).

Литература

- 1. Жестков Б.Е. Исследование термохимической устойчивости теплозащитных материалов // Ученые записки ЦАГИ, 2014. Т. XLV, № 5. С. 62–77.
- 2. Ваганов А.В., Жестков Б.Е., Сахаров В.И., Сенюев И.В., Целунов М.М., Штапов В.В. Методика исследования неравновесного теплообмена и каталитических свойств высокотемпературных материалов // Материалы XXX Научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ, 2019. С. 74–75.
- 3. Егоров И.В., Жестков Б.Е., Шведченко В.В. Определение каталитической активности материалов при высоких температурах в гиперзвуковой трубе ВАТ-104 // Ученые записки ЦАГИ, 2014. Т. XLV, № 1. С. 3–13.

4. Жестков Б.Е., Сахаров В.И., Сенюев И.В. Расчетно-экспериментальное исследование каталитической активности сверх высокотемпературной керамики // Физико-химическая кинетика в газовой динамике www.chemphys.edu.ru/pdf/2019

Математическая модель как элемент экспериментального исследования

Н.И. Батура ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Перспектива создания новых и модернизация эксплуатируемых в настоящее время аэродинамических труб (АДТ) требует разработки их современной концепции, учитывающей принципиально изменившиеся за последние годы экономические условия и научнотехнические основы эксперимента. Последние характеризуются существенным увеличением возможностей элементной базы измерительных систем, вычислительной техники и методологии математической обработки результатов эксперимента. Используемые при разработке этой концепции подходы должны обеспечивать возможность эффективного решения задачи повышения информативности проводимых экспериментальных исследований за счет максимально полного использования всей имеющейся информации об исследуемом объекте (явлении).

В работе на основе введенной ранее автором количественной характеристики информативности измерений, или количества информации в измерении [1] проводится анализ методов обработки экспериментальных данных, характеризующихся полным использованием при обработке всей имеющиеся измерительной информации. На основе предлагаемого подхода рассматривается проблема выбора применяемых математических моделей при обработке и интерпретации результатов эксперимента. Предлагается информационный критерий адекватности математической модели исследуемому процессу.

В рамках рассматриваемого подхода дается информационная трактовка схемы гауссо-марковского оценивания (обобщенного метода наименьших квадратов), метода регуляризации А.Н. Тихонова.

Предлагается альтернативный выбор параметра регуляризации, основанный на анализе источников информации, используемых при обработке экспериментальных данных. Показано, что при определенном выборе параметра регуляризации этот метод можно

рассматривать как метод суммирования исходной измерительной и априорной информации об исследуемом явлении.

С точки зрения информативности анализируются понятия «априорная информация» и «математическая модель» исследуемого процесса, указывается на их взаимосвязь и принципиальное отличие.

Изложенные материалы иллюстрируются результатами численных расчетов.

Литература

1. Батура Н.И. Об информационном содержании результатов измерений // Инженерно-физический журнал, 2016. – Т. 89, № 2. – С. 1–8.

Экспериментальное исследование нагревания пластины на режиме сильного вязко-невязкого взаимодействия

Н.И. Батура, Г.Н. Дудин, Н.Г. Журкин, Н.М. Колушов ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Представлены результаты исследования нагревания поверхности заостренных пластин на установке СМГДУ ЦАГИ. Электродуговой подогреватель нагревает воздух в форкамере до температуры ~ 3400 К. Коническое сопло обеспечивает создание потока диаметром 80 мм с $T_{\infty} = 241 \text{ K}$, числами Maxa M = 8.1, Рейнольдса Re = 9200параметром гиперзвукового И взаимодействия $\chi = M_{\infty}^3 / \sqrt{Re_{\infty}} \approx 7$. Через германиевое стекло проводилась съемка с помощью тепловизора FLIR T420 60 Гц с диапазоном измеряемых температур от -20 °C до 1200 °C. Тепловизор измеряет температуру как всей поверхности пластины, так и в трех заранее выбранных точках. В эксперименте эти точки располагались на оси пластины вдоль потока. Расстояние между передней кромкой пластины и ближайшей к ней точкой измерения температуры варьировалось от 5 до 11 мм. Температура передней кромки модели во время эксперимента возрастала до ~ 900 °C при длительности пуска до 30 секунд.

В исследованиях использовались две модели. Модель № 1 (длина 110 мм, ширина 50 мм, толщина 4 мм) изготовлена из нитрида кремния Si_3N_4 с температурой плавления около 2200 К и теплопроводностью $\lambda = 31.7-18.3$ Вт/(м·град). Передняя кромка острая, имеет форму несимметричного клина, угол передней кромки 10° Модель прикреплялась к державке (стальной рейке) шириной 40 мм и толщиной 4 мм, которая располагалась в вертикальной плоскости. Передняя кромка рейки острая, угол $\sim 20^{\circ}$. В окрестности задней

кромки модели прикреплялись клинья из теплоизоляционного материала АГ-4 (длина 40 мм, ширина 25 мм, высота 10 мм и 20 мм). Расстояние от носка модели до передней кромки клина 64 мм. Высокая температура плавления нитрида кремния позволяла проводить испытания модели со временем пуска до 30 с, при этом острая передняя комка сохраняла свою форму. Модель № 2 (размером $2\times144\times170$ мм) изготовлена из стеклотекстолита с температурой плавления около 520 К, $\lambda=0.3-0.37$ Вт/(м·град). На этой модели клинья устанавливались на расстоянии 65 мм от передней кромки. Из-за достаточно низкой температуры плавления время пуска с моделью № 2 не превышало 5–7 с.

Во время пуска температура поверхности модели непрерывно возрастает со временем, а ее распределение вдоль пластины не является равномерным. В результате течение в пограничном слое на пластине на режиме сильного взаимодействия оказывалось нестационарным. Установка клина на пластине существенно изменяла распределение температуры на поверхности пластины, причем наибольшее увеличение температуры происходило в области, расположенной близи носика модели, а не непосредственно перед клином. Полученный результат показывает, что данный характер распространения возмущений против потока принципиально отличается от данных [1], где рассматривались течения около пластины с постоянной температурой поверхности.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 18-01-00211).

Литература

1. Нейланд В.Я., Боголепов В.В., Дудин Г.Н., Липатов И.И. Асимптотическая теория сверхзвуковых течений вязкого газа. – М.: Физматлит, 2003. – 456 с.

Расчетные исследования контуров плоского регулируемого сопла перспективной трансзвуковой аэродинамической трубы

Н.И. Батура, А.В. Руденко, Е.А. Сурков, Г.В. Фридлендер *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский*

Качество рабочего потока в аэродинамических трубах (АДТ) в значительной степени определяется контуром сопла, обеспечивающим создание равномерного потока газа в их рабочих частях. Первоначально для создания сверхзвукового рабочего потока

с различными значениями числа М трубы оборудовались набором сопел с жесткими стенками. Жесткие сопла позволяют получать в рабочей части течения с соответствующим набором дискретных значений числа М. В настоящее время эта задача, как правило, решается путем создания многорежимных сопел, в которых изменение числа М осуществляется путем деформации их стенок. Такие сопла имеют жесткие (неизменной геометрии) плоские боковые стенки. Верхняя и нижняя стенки сопла, обеспечивающие создание необходимого аэродинамического контура, выполнены в виде соединенных между собой жестких и гибких участков. Конфигурация контура верхней и нижней стенок сопла обеспечивает получение в рабочей части АДТ равномерного потока воздуха с требуемым значением числа М.

Проектирование таких сопел связано с необходимостью решения сопряженной задачи расчета течения рабочего газа в сопле и деформации его стенок под воздействием аэродинамических нагрузок.

В работе на основе результатов выполненных расчетных исследований разработана концепция конструкции плоского регулируемого сопла перспективной АДТ. Расчеты по определению контура сопла велись с привлечением решения обратной задачи, в которой, исходя из заданного распределения числа М, на выходе определялся контур сопла. Алгоритм решения обратной задачи основан на использовании метода характеристик [1, 2]. При этом аппроксимация контура гибкого участка сопла осуществлялась в виде кубических сплайнов, что в значительной степени упростило задачу определения конструктивных особенностей гибкой стенки, в частности, толщины гибких участков контура сопла, количество рядов приводов управляющих изменением контура, координаты их установки, а также суммарную нагрузка на каждый ряд приводов.

Для анализа особенностей разработанной конструкции сопла перспективной АДТ использованы программные комплексы ANSYS Fluent. ANSYS Mechanical. В работе приводятся результаты численных расчетов, в том числе и по влиянию входного участка контура сопла на качество потока в рабочей части АДТ.

Литература

- 1. Верховский В.П., Лысак И.В. Расчет контуров плоских регулируемых сопл // Всесоюзная конференция по методам аэрофизических исследований. Новосибирск, 1979.
- Verkhovsky V.P. Method for the calculation of 2D supersonic variable nozzle contours // AGARD-CP-585, 1997.

Анализ особенностей работы омических нагревателей рабочего газа для аэродинамических исследований

Н.И. Батура, А.Я. Чудаков, Е.А. Сурков ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В высокоскоростных аэродинамических трубах (АДТ), как правило, организуется подогрев рабочего газа с использованием различных видов нагревателей, которые обеспечивают возможность получения потока рабочего газа, с температурами, значительно превосходящими те значения, при которых происходит конденсация газа. Благодаря этому появляется возможность моделировать натурные условия полета ЛА [1].

Рассматриваются особенности работы омических нагревателей воздуха для промышленных аэродинамических труб периодического действия. Омические трубчатые подогреватели, как правило, состоят из большого числа одинаковых элементов — трубок, которые в совокупности образуют тепловыделяющую насадку нагревателя. Нагреваемый газ омывает поверхность насадки и отводит от нее тепло, которое выделяется благодаря прохождению по ней электрического тока.

В настоящее время существует необходимость повышения экспериментальных возможностей высокоскоростных АДТ, созданных в 60–70-х гг. прошлого века, путем модернизации их нагревателей. Значительное увеличение рабочих параметров нагревателя не может быть реализовано без существенного изменения его конструкции и проведения необходимых расчетных исследований.

В данной работе разработана математическая модель трубчатого омического подогревателя, основанная на данных [2, 3]. На основе метода конечных разностей разработана программа расчета, обеспечивающая возможность проведения расчетных исследований подогревателя с переменным по длине насадки электрическим сопротивлением. Проведен цикл газодинамических и тепловых расчетов стационарных и нестационарных режимов работы нового трубчатого омического подогревателя при различных режимах работы АДТ.

В результате проведенных расчетов получены данные о поведении нагревателя новой конструкции, включая его выход на стационарный режим работы. Анализируются требования к характеру изменения электрического сопротивления по длине нагревательных элементов, обеспечивающих благоприятный тепловой режим насадки в широком диапазоне работы нагревателя. Рассмотрены способы реализации указанных требований путем конструктивного

изменения формы нагревательного элемента и его электрического сопротивления.

Полученные данные предлагается использовать при модернизации нагревателей воздуха для высокоскоростных аэродинамических труб.

Литература

- Поуп А., Гойн К. Аэродинамические трубы больших скоростей М.: Мир. – 1968.
- 2. Искра А.Л. Расчет электрических подогревателей при вынужденном движении жидкости // Труды ЦАГИ, 1960. Вып. 784.
- 3. Искра А.Л., Устинов С.С., Босис А.Ц., Электроподогреватель воздуха с ленточной спиралью // Труды ЦАГИ, 1969. Вып. 1115.

Система мультиспектральной панорамной визуализации потоков с горением

Д.В. Безруков, В.В. Власенко, М.А. Иванькин, А.Н. Морозов, В.М. Рыбаков ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Разработана система мультиспектральной панорамной визуализации потоков с горением, применяющаяся на высокоэнтальпийном стенде ЦАГИ для исследования процесса горения этилена в выскоскоростном потоке. Мультиспектральность системы обеспечивается тем, что используются различные типы датчиков (матричных камер), чувствительных к излучению различных участков оптического спектра в широком диапазоне длин волн. Панорамность системы реализована за счет того, что применяются датчики, каждый из которых представляет собой чувствительную матрицу, позволяющую зарегистрировать поле излучения, которое находится в области зрения каждой камеры.

Система состоит из девяти панорамных каналов — чувствительных матричных камер с соответствующей оптической системой, включающей в себя необходимое число интерференционных полосно-пропускающих фильтров, формирующих соответствующие профили спектральной чувствительности камер. Дополнительно к панорамным каналам производится регистрация информации с двух спектральных каналов с целью анализа эмиссионных спектров излучения потока.

Каналы 1-4 представляют собой промышленные камеры высокой четкости, обеспечивающие внешний мониторинг всего аэроди-

намического стенда. Область спектральной чувствительности составляет 400-700 нм, с возможностью расширения до 1000 нм. Данные камеры дают возможность уточнить режим горения, определить наличие компонент CH^* , C_2^* и сажи. Каналы 5-9 предназначены для визуализации и диагностики физических и химических явлений, протекающих в процессе высокоскоростного горения.

Инфракрасный (ИК) канал ответственен за регистрацию излучения 810–1040 нм хемилюминесценции CH^* и теплового континуума. Ультрафиолетовый (УФ) канал работает на длинах волн 310–370 нм, фиксируя хемилюминесценцию OH^* . Канал теневого прибора работает на монохроматической длине волны излучения в области ближнего ИК 808 нм и регистрирует теневую картину течения. Канал видимого излучения представляет собой визуализацию излучения в видимом RGB диапазоне 410–680 нм и фиксирует излучение компонент CH^* , C^*_2 . Канал дальнего ИК представляет собой тепловизионную камеру с матричным болометром неохлаждаемого типа с чувствительностью в диапазоне 8–14 мкм и позволяет визуализировать поле температур поверхности модели.

Средства панорамной спектральной визуализации, регистрирующие излучение через оптические иллюминаторы модели, отображаются на мониторе в кабине управления. Работа системы визуализации в широкой спектральной области и особые параметры исследуемого газового потока (температура, химическая активность и т.п.) потребовали применения специальных материалов, а именно плавленого кварца с малым уровнем люминесценции.

Разработанная многоканальная мультиспектральная система визуализации физических и химических явлений в высокоэнтальпийном потоке с горением обладает большой гибкостью и возможностью адаптации к различным режимам работы исследуемых объектов. В системе предусмотрены все средства для контроля энергетической и спектральной составляющих оптического излучения исследуемой среды.

Произведена отработка всех элементов системы и работы системы в целом, с одновременной регистрацией синхронной информации по девяти спектральным панорамным и двум спектральным линейным каналам. Система была успешно использована при проведении «огневого» эксперимента на модельном канале с горением этилена.

Работа поддержана «мегагрантом» Министерства образования и науки РФ (договор № 14.G39.31.0001 от 13 февраля 2017 г.).

Расчет обтекания и аэродинамических характеристик ЛА на сверхзвуковых скоростях с помощью RANS и RANS/ILES методов высокого разрешения

Л.А. Бендерский, Д.А. Любимов, Д.Л. Мамышев, Н.А. Польняков, А.А. Постников ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Определение обтекания и аэродинамических характеристик летательных аппаратов (ЛА) при высоких числах Маха и углах атаки является актуальной задачей. Поле течения около ЛА необходимо при расчете течения во входных устройствах, поскольку для высокоскоростных ЛА силовая установка расположена в непосредственной близости от планера ЛА или интегрирована с ним. Моделирование обтекания планера модельного ЛА и определение его аэродинамических характеристик проводится с помощью RANS метода со схемой WENO и комбинированного RANS/ILES-метода высокого разрешения [1], которое обеспечивается за счет использования монотонной схемы 9-го порядка аппроксимации МР9 для расчета конвективных потоков на гранях ячеек. Для оценки точности использованных методов с помощью RANS были выполнены расчеты с использованием коммерческих пакетов ANSYS Fluent и ESI-group Fastran.

В качестве модели ЛА использована модель НВ-2 [2], которая экспериментально исследовалась при числах Маха от 1.5 до 4.0 и углах атаки вплоть до 28° .

Расчеты проводились на структурированной многоблочной сетке, содержащей около 7.5×10^6 ячеек. На входе в расчетную область задаются статические параметры потока и угол наклона вектора скорости, на выходе — статическое давление и температура, которые соответствуют экспериментальным режимам. На стенке — комбинированное условие «функция стенки»/прилипание. Число Рейнольдса изменяется в пределах от 2.3 до $4.5\cdot10^6$ при базовом диаметре модели 75 мм, в зависимости от набегающего числа Маха.

В результате моделирования получены поля обтекания ЛА и интегральные характеристики: коэффициент подъемной силы, коэффициент лобового сопротивления, коэффициент момента тангажа, коэффициент избыточного давления по задней кромке, а также распределения давления и трения по исследуемому объекту. Так, для числа Маха 4.0 с углом атаки 0° погрешность определения коэффициента лобового сопротивления не превышает 3 % в зависимости от эксперимента. Исследовано влияние моделей турбулентности

и показано, что описание течения в донной области сильно зависит от выбранной модели и, как следствие, влияет на значение коэффициента лобового сопротивления.

Литература

- 1. Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений методом моделирования крупных вихрей // ТВТ, 2012. Т. 50, № 3. С. 450–466.
- 2. Vucovic D., Damljanovic D. HB-2 high-velocity correlation model at high angles of attack in supersonic wind tunnel tests // Chinese J. of Aeronautics, 2019. Vol. 32, no. 7. Pp. 1565–1576.

Количественная оценка перехода к турбулентности в пограничных слоях с помощью инфракрасной термографии

А.В. Бойко, В.И. Бородулин, И.И. Довгаль, А.Д. Дронов, А.В. Иванов, Д.А. Мищенко *ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

Обсуждается проблема точного экспериментального определения положения ламинарно-турбулентного перехода в трехмерных пограничных слоях с помощью бесконтактного панорамного метода на основе инфракрасной термографии. Предлагается и подробно описывается надежная экспериментальная методика с высоким разрешением для оценки не только осредненного положения перехода, но и линий начала и конца ламинарно-турбулентного перехода. Методика может быть использована в аэродинамических трубах с неподготовленной аэродинамической моделью и включает специальную постобработку массивов ИК-данных, полученных в процессе записи процесса охлаждения модели потоком (ИК-фильмов). В результате метод обеспечивает четкое определение линий начала и конца перехода на всей рассматриваемой аэродинамической поверхности.

Работоспособность предложенной методики проверена в широком диапазоне параметров основного потока — скорость набегающего потока, низкая или повышенная степень турбулентности, а также в широком диапазоне конфигураций аэродинамической модели — различные углы атаки и различные доминирующие механизмы перехода (по типу неустойчивости Толлмина—Шлихтинга, неустойчивости поперечного течения или в их комбинации).

Постобработка экспериментальных данных, полученных с ИК-камеры, фактически осуществляется в автоматическом режиме с помощью специально созданного комплекса программ, что позволяет эффективно использовать эту технику в параметрических инженерных измерениях перехода. Кроме того, хорошее разрешение переходной области позволяет применять различные статистические процедуры для получения различных усредненных по размаху значений, количественно определяющих этапы перехода, важные для калибровки и проверки современных методов прогнозирования переходов. Приведены практические примеры применения разработанной методики количественной оценки ламинарно-турбулентного перехода на примере перехода на модели стреловидного крыла.

Работа выполнена при поддержке РНФ (проект 18-19-00460).

Исследования модели малошумного дальнемагистрального самолета интегральной схемы «ЛК-Титан»

А.Л. Болсуновский, Н.Н. Брагин, Н.П. Бузоверя, И.Л. Чернышев *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский*

Интегральная схема «летающее крыло» (ЛК) считается альтернативой существующим традиционным компоновкам дальнемагистральных самолетов. Несмотря на длинный перечень недостатков, пассажирские самолеты в схеме ЛК обладают рядом преимуществ. Одним из них является экранирование шума двигателей центропланом ЛК, в связи с чем в литературе наблюдается всплеск публикаций по аэроакустике малошумных компоновок. Расчеты и эксперименты показывают, что ЛК за счет больших хорд центроплана может обеспечить существенное экранирование шума источников, расположенных над верхней поверхностью.

В настоящей работе приведены результаты расчетноэкспериментальных исследований по разработке новой аэродинамической компоновки «ЛК-Титан» средней пассажировместимости, рассчитанной на $\sim 200-300$ пассажиров, с двигателями на центроплане и крейсерской скоростью полета M=0.85. У данной модели добавлена верхняя палуба фюзеляжа для увеличения пассажировместимости и сдвига вперед центра тяжести.

Основной задачей аэродинамического проектирования новой компоновки «ЛК-Титан» было снижение неблагоприятной интерференции в районе мотогондол за счет профилировки центроплана

и поджатия верхнего фюзеляжного отсека. Расчеты и результаты испытаний в АДТ Т-106М и Т-128 подтверждают значительное снижение сопротивления в диапазоне чисел Маха M=0.84–0.86 и диапазоне $C_{\rm v}=0.5$ –0.55.

Исследование обтекания аэродинамической компоновки БСМС с низким уровнем акустического воздействия

А.Л. Болсуновский, Н.Н. Брагин, Н.П. Бузоверя, Н.А. Пущин, С.И. Скоморохов, И.Л. Чернышев *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский*

Физическая картина обтекания крыла и самолета в целом очень сложна. Она характеризуется наличием отрывных зон, в том числе и ламинарных отрывных пузырей, взаимодействием сливающихся пограничных слоев и следов различных элементов.

Представлены расчетно-экспериментальные результаты исследований малошумного регионального самолета с двигателем, расположенным над задней кромкой крыла. Приведены данные трубных испытаний для большеразмерной полумодели малошумного регионального самолета. Кроме снижения шума на местности предлагаемая компоновка позволяет добиться большей топливной эффективности благодаря применению двигателей со сверхбольшой степенью двухконтурности. Показаны особенности обтекания компоновки, в том числе при использовании шелковинок для визуализации особенностей обтекания верхней поверхности крыла.

Комплексная сравнительная оценка альтернативных вариантов концепции перспективного тяжелого вертолета

А.В. Бондарев, С.С. Васин, Н.Д. Гвоздев, В.М. Коноплева, К.Г. Косушкин, Е.Б. Скворцов ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Анализ парка вертолетов РФ показал, что после снятия с производства и последующего вывода из эксплуатации вертолетов Ми-6 и Ми-10 возникла потребность в новом перспективном тяжелом транспортном вертолете (ПТВ) грузоподъемностью 8–12 т. В данной работе решается задача начального этапа концептуального проектирования вертолета такого класса грузоподъемности, в том числе с возможностью интеграции с самолетом в авиационном транспорт-

ном комплексе с передачей груза непосредственно с борта на борт в наземных условиях.

Исследование проведено в соответствии с разработанным в ЦАГИ методом анализа альтернатив в концептуальном проектировании авиационной техники. В число ключевых факторов, улучшающих конкурентоспособность ПТВ, включены способ балансировки реактивного крутящего момента от несущего винта, устройство трансмиссии, а также меры по интеграции вертолета и самолета одного класса грузоподъемности в составе авиационного транспортного комплекса. В результате были сформированы восемь концепций ПТВ, отличающихся различными сочетаниями факторов конкурентоспособности.

Для каждой из концепций были выбраны проектные параметры и сформированы альтернативные варианты облика летательных аппаратов, выполняющих одинаковые требования по максимальной нагрузке (8–12 т), статическому и динамическому потолку ($H_{\rm ct}=1~{\rm km},~H_{\rm дин}=6~{\rm km}$), дальности полета с целевой нагрузкой (600 км), максимальной крейсерской скорости (не менее 270–300 км/ч). Для дальнейшего сравнения выбирались расчетные варианты с минимальным взлетным весом; при этом варьировались удельная нагрузка на ометаемую винтом площадь и число лопастей несущего винта, с учетом выполнения ограничений по статическому прогибу лопасти и нагрузке на площадь, ометаемую несущим винтом.

Проведена комплексная сравнительная оценка концептуальных альтернативных вариантов. Выбраны наилучшие варианты, которые рекомендованы для дальнейшей проработки в рамках исследования перспективного тяжелого транспортного вертолета, входящего в авиационный транспортный комплекс.

Исследование аэродинамической компоновки скоростного дозвукового административного самолета с двигателями различной степени двухконтурности ТРДД

Н.Н. Брагин, А.И. Сахарова, С.И. Скоморохов, В.В. Янин *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский*

В работе на основе расчетных исследований аэродинамической компоновки скоростного административного самолета рассмотрено влияние степени двухконтурности гондол ТРДД на особенности обтекания, распределение давления и аэродинамические характери-

стики самолета с учетом интерференции гондол с элементами планера. Дана оценка прироста дальности полета при увеличении степени двухконтурности при сохранении неизменной геометрии крыла. Показан эффект увеличения степени двухконтурности ТРДД на форму профилей сечений крыла при изменении его срединной поверхности для снижения вредной интерференции мотогондолы и планера. Получено, что оптимизация аэродинамической компоновки крыла при сохранении его относительной толщины не оказывает значительного влияния на оптимальную степень двухконтурности, которая для рассматриваемой компоновки самолета не превышает $m \sim 9.6$.

Определение экономической эффективности применения различных видов топлива аэрокосмических и гиперзвуковых летательных аппаратов

В.И. Бузулук, Б.И. Гуревич, С.М. Михалев ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Проведена оценка удельной стоимости выведения полезного груза на низкую околоземную орбиту высотой 200 км при помощи многоразовой аэрокосмической системы (АКС).

В ЦАГИ разработана инженерная методика определения основных экономических показателей многоразовых систем выведения на орбиту, основанная на ряде работ ЦАГИ и других предприятий. Расчетный алгоритм основан на определении экономических затрат с использованием удельных стоимостей основных элементов «сухой» массы системы выведения и компонентов ее топлива. При этом полагается, что космическая транспортная программа характеризуется суммарной массой полезных грузов, которые необходимо вывести на орбиту в течение жизненного цикла (ЖЦ), продолжительность которого может составлять 20–25 лет.

Показано, что многоразовая АКС становится экономически более эффективной по сравнению с одноразовой РН при суммарном грузопотоке свыше 2 тыс. т за весь ЖЦ.

Удельная стоимость выведения многоразовой АКС определяется в основном затратами на НИОКР и изготовление ракетных ступеней, которые в свою очередь зависят в основном от относительной сухой массы ступеней. Таким образом, при сравнении экономической эффективности вместо прямого расчета удельной стоимости выведе-

ния можно использовать технический параметр – относительную сухую массу.

При переходе от керосина к метану и далее к водороду одновременно увеличиваются как масса полезного груза АКС, так и суммарная сухая масса ракетных ступеней. В результате относительная сухая масса ракетных ступеней отличается не более чем на 5 %. Таким образом, с точки зрения экономической эффективности все три сравниваемых варианта АКС практически одинаковы.

Аналогично проведено сравнение двух вариантов гиперзвукового административного самолета (ГАС) с крейсерским числом М полета 5. Ранее выполнено формирование облика ГАС со стартовой массой 40 т и массой полезного груза 900 кг. Комбинированная силовая установка такого самолета состоит из ТРДДФ и ПВРД. В ТРДДФ используется керосин, а в ПВРД — либо метан, либо водород. В первом случае сухая масса самолета равна 19.9 т, во втором — 23.8 т. То есть при переходе на водородное горючее сухая масса возрастает. Однако вместе с этим при переходе от метанового варианта к водородному увеличивается также и дальность полета ГАС на ~ 10 %. Если водородный и метановый варианты сравнить при одинаковой дальности полета (~ 4630 км), то относительная сухая масса в обоих случаях станет практически одинаковой ~ 22.1 . Таким образом, экономическая эффективность ГАС также практически не зависит от типа топлива.

Исследование динамики одномерного течения газа с пересжатой детонационной волной с переключениями на волну Чепмена–Жуге и обратно в двигателеподобном канале

Х.Ф. Валиев, А.Д. Егорян ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Изучается динамика одномерных течений идеального (невязкого и нетеплопроводного) газа в двигателеподобных каналах с горением в структурно устойчивой детонационной волне (ДВ) — нормальной к оси канала поверхности разрыва. Как установлено ранее [1], в такой постановке стационарные течения с горением в ДВ Чепмена—Жуге всегда неустойчивы, чего нельзя сказать о течениях с горением в пересжатой ДВ. Изучение динамики таких течений сведено к численному решению начально-краевой задачи, описывающей развитие конечных возмущений потока между движущейся ДВ и минималь-

ным (при внезапном сужении) или выходным сечениями сопла. Для ее решения модифицированной схемой Годунова повышенного порядка аппроксимации создан алгоритм расчета распада разрыва, допускающий переключения (с пересжатой ДВ на ДВ Чепмена—Жуге и обратно) явно выделяемых ДВ. Приведены примеры устойчивых и разрушающихся большими начальными возмущениями течений, с расчетом их динамики с вышеупомянутыми переключениями.

Сначала для заданных формы канала и параметров, определяющих режим течения (в частности, сверхзвукового числа Маха на входе), а также констант, характеризующих горючую смесь и продукты сгорания, и сечения стационарного положения пересжатой ДВ, программа расчета стационарного течения находит распределения параметров по всему каналу. Типичные каналы имели сужающийся-расширяющийся входной участок («воздухозаборник») со сверхзвуковым числом Маха в минимальном сечении ($M_{\rm m} > 1$). В некотором сечении расширяющегося участка воздухозаборника с числом Маха M_1 ставится пересжатая ДВ с заданным стационарным значением числа Маха $M_2 < 1$ за ней. Правее ДВ расширение переходит в небольшой цилиндрический участок, а затем в сопло Лаваля со стационарным числом Маха $M_{\rm m} = 1$ в его минимальном сечении.

В примыкающем к пересжатой ДВ дозвуковом потоке задаются разные начальные возмущения. Их динамику с отражениями от дои трансзвуковых частей сопла и от ДВ определяет программа численного решения уравнений одномерного нестационарного течения
на отрезке канала с подвижной левой границей – пересжатой ДВ и
неподвижной правой. Расчет ведется на подвижной, равномерной на
каждом временном слое разностной сетке. Все параметры ДВ определяются решением вышеупомянутой задачи о распаде разрыва.
Проведенные расчеты, продемонстрировав работоспособность развитого подхода и созданных программ, позволяют проследить динамику развития начальных возмущений. Также расчеты выявили
примеры устойчивых течений с пересжатыми ДВ в двигателеподобных каналах описанного типа.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проекты 20-01-00100 и 18-31-20059).

Литература

 Крайко А.Н. Неустойчивость стационарных течений в каналах переменной площади поперечного сечения с детонационной волной Чепмена— Жуге // Прикл. матем. и механ., 2019. – Т. 83, вып. 3. – С. 354–369.

Экспериментальные исследования интегральных и распределенных аэродинамических характеристик модели «жесткого» несущего винта в АДТ

В.А. Вершков, Д.В. Гавловский, О.Е. Кириллов, Р.М. Миргазов, М.И. Мухаметшин *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский*

Проведены экспериментальные исследования модели несущего винта в аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ на экспериментальной установке МВП-8.

На режиме висения в диапазоне значений коэффициента $C_t/\sigma=0.04$ —0.28 определены поляры модели несущего винта при значении окружной скорости концов лопастей $\omega R=20$ м/с и «нейтральном» положении автомата перекоса ($\chi=\eta=0$). Максимальное значение КПД винта составило 0.65 при $C_t/\sigma=0.24$.

Испытания в потоке в аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ выполнены на режиме горизонтального полета при $\alpha=0^\circ$ в диапазоне относительных скоростей потока $V/\omega R=0.3$ и 0.4 в диапазоне значений коэффициента $C_t/\sigma=0.126-0.228$ при окружной скорости концов лопастей $\omega R=20$ м/с. В результате испытания получены значения эквивалентного аэродинамического качества в диапазоне от 10 до 12 при значениях коэффициента C_t/σ от 0.14 до 0.2.

Получены зависимости $C_p M^2$ в девяти дренажных сечениях вдоль размаха лопасти в 24 точках вдоль хорды от азимутального положения лопасти на режимах висения и горизонтального полета.

Анализ спектров излучения высокоскоростного потока с горением

В.В. Власенко, К.Д. Кудрявцева, А.Н. Морозов, М.В. Рыбаков, И.В. Сенюев ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

При исследовании высокоскоростных течений с горением важно иметь информацию о месте локализации зон энерговыделения. В 2017 г. в ЦАГИ создана лаборатория физического и численного моделирования течений с горением. Для валидации физических моделей и программ, которые разрабатываются в лаборатории, были поставлены эксперименты на высокоэнтальпийном стенде. Экспериментальная модель представляет собой расширяющийся по высоте канал с оптическими окнами для визуализации структуры течния.

Эксперименты проводятся в режиме присоединенного воздуховода с предварительным подогревом потока воздуха при следующих режимах течения на входе в модель: число Маха M=2.5, диапазон изменения температуры торможения $T_0=1650$ – $2150~\rm K$, давление торможения $P_0=1.5~\rm M\Pi a$. Исследуется горение этилена, который впрыскивается через отверстия в стенках второго отсека модели. Излучение регистрируется через оптические кварцевые иллюминаторы модели. Одновременно с регистрацией спектров эмиссии высокоэнтальпийного потока проводится визуализация теневой картины течения в модели с помощью прибора Теплера.

Как правило, такого рода эксперимент предполагает всестороннее исследование химически реагирующего потока. Эмиссионная спектрометрия реагирующих потоков - спектрометрия выходящего из камеры сгорания излучения, в том числе хемилюминесценции продуктов горения топлив, является относительно простым, с точки зрения экспериментальной реализации и анализа данных, и вместе с тем информативным методом диагностики. Получаемая информация служит основой для создания систем мультиспектральной визуализации и видеорегистрации хемилюминесценции в процессах горения с использованием цифровых камер во всем оптическом диапазоне спектра излучения. По свечению возбужденных радикалов ОН и СН определяется локализация зон энерговыделения в потоке. Положение данных зон и интенсивность энерговыделения кардинально влияют на структуру потока. На свечение в области излучения полос данных радикалов влияет ряд факторов, в том числе и наличие спектральных «мешающих» компонент. Определение данных компонент проводится посредством исследования спектров эмиссии потока.

Анализ экспериментально полученных спектров с помощью спектральных таблиц и имеющихся в печати электронных баз данных показал наличие железа (Fe), меди (Cu), гидроксила (OH), магния (Mg), углеводородного радикала (CH), циана (CN), диуглерода (C_2) , натрия (Na) и калия (K) в исследуемом объеме.

Получена динамика изменения эмиссионного спектра в области 250–850 нм во времени. Как следует из рассмотрения изменений приведенных спектров во времени, в ряде случаев значительный, а иногда и доминирующий, вклад в интенсивности линий продуктов сгорания этилена (особенно радикалов ОН) могут дать спектральные линии продуктов сгорания в подогревателе. Это затрудняет определение зон энерговыделения в потоках с горением, т.к. оно обычно сопоставляется со свечением именно радикала ОН.

Исследование оптических эмиссионных спектров позволяет корректно определить зоны оптического спектра, доступные для проведения исследований процессов высокоскоростного горения с помощью систем панорамной мультиспектральной визуализации. На основании проведенных измерений вырабатываются требования к системе интерференционных светофильтров, устанавливаемых на регистрирующих видеокамерах. Полученные данные по спектрам также используются для последующего определения пространственных зон энерговыделения и полей температур по непрерывным и линейчатым оптическим спектрам.

Работа поддержана «мегагрантом» Министерства образования и науки РФ (договор № 14.G39.31.0001 от 13 февраля 2017 г.).

Расчетно-экспериментальные исследования ламинарно-турбулентного перехода на поверхности тестовой модели при больших числах Маха

Н.В. Воеводенко, А.А. Губанов, А.В. Панюшкин, Ю.Г. Швалев ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

При больших сверхзвуковых скоростях полета существенное влияние на аэродинамические характеристики летательного аппарата (ЛА) оказывает явление ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) в пограничном слое (ПС) на поверхности ЛА. В первую очередь ЛТП влияет на тепловые процессы, коэффициент аэродинамического сопротивления и аэродинамическое качество ЛА.

Данная работа посвящена исследованию ЛТП на поверхности тестовой модели (ТМ), геометрия которой имеет характерные особенности реальных ЛА.

Для проведения экспериментальных исследований в рамках НИР «КАП-1» была разработана и изготовлена специальная тестовая модель. Геометрия тестовой модели подбиралась так, чтобы можно было исследовать различные виды ЛТП на различных поверхностях. Носовая часть представляет собой полуконус, плавно переходящий в полуцилиндр, далее фюзеляж с крылом, затем хвостовое оперение. Это позволит исследовать как естественный ЛТП на простых поверхностях (плоская нижняя поверхность и конус с цилиндром), так и на плоскости крыла и в области стыка крыла с фюзеляжем, где обычно возникает байпасный переход, вызванный вихрями, сходящими с кромок носа и крыла. В отличие от других моделей, термопары для определения ЛТП расположены не только

в плоскости симметрии, но и на поверхности крыла, а также вдоль нижней верхней и боковой поверхностей фюзеляжа. Проведены испытания тестовой модели в АДТ ЦАГИ Т-116 при скоростях потока, соответствующих числам M=7, 6 и 5. При числе M=7 единичные числа Рейнольдса составляли $Re_{1_M}=7.66\cdot10^6$. При числе M=6 результаты получены с использованием двух сопел: сопла C-600 с рабочим давлением 7.4 ата $(Re_{1_M}=5.38\cdot10^6)$ и сопла C-600а – с давлением 19.3 ата $(Re_{1_M}=19.3\cdot10^6)$. При числе M=5 – $Re_{1_M}=6.88\cdot10^6$. Опыты проводились при M=7 на углах атаки $\alpha=0$, 6° , -6° и 12° , при M=6 (C-600) и 5 – на углах атаки $\alpha=0$, 6° и -6° , при использовании сопла C-600а – на углах $\alpha=0$ и -6° .

Расчетные исследования обтекания ТМ проводились с помощью численного метода, основанного на решении уравнений Эйлера и гиперзвуковой теории малых возмущений, с встроенными эмпирическими критериями Симеонидеса и Берри. Для вычисления значений местного числа Стантона и коэффициента трения используются эмпирические формулы Швалева и Рагулина.

Как показали проведенные исследования, характерной особенностью обтекания данной модели являются вихри, сходящие с передних кромок крыльев и распространяющиеся вниз по потоку вдоль нижней и верхней поверхностей ТМ в области стыка крыла и фюзеляжа. В тех зонах, куда попадают эти вихри, возникают сложные отрывные течения и байпасный переход. В центральной области около плоскости симметрии на верхней и нижней поверхностях ТМ, куда вихри с передних кромок крыла, как правило, не доходят, в ПС имеют место переходные явления, по характеру близкие к естественному ЛТП. В целом, разработанный инженерный метод расчета со встроенными эмпирическими критериями дает наглядную качественную картину состояния ПС на поверхности тел сложной формы и моделирует ЛТП. Следует отметить, что критерий Берри более органично встраивается в численный метод, т.к. использует только локальные параметры, и результаты расчетов с этим критерием, как правило, ближе к эксперименту.

Работа выполнена в рамках госконтракта, шифр «КАП-1».

Некоторые простые, но необычные течения вязкого газа

А.М. Гайфуллин, Д.А. Гаджиев, В.В. Жвик, А.В. Зубцов, С.А. Накрохин ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Рассматривается три примера течения вязкого газа. Все они достаточно простые в том смысле, что порождаются телами простой формы – трубой кругового сечения, пластиной, цилиндром.

Первый пример посвящен закрученным затопленным струям, распространяющимся в несжимаемой среде. Известно два вида закрученных струй: с сохранением момента количества движения сквозь сечение струи и с сохранением циркуляции азимутальной скорости по контуру вокруг струи. Данные струи имеют различное затухание характеристик на бесконечности. В работе обсуждается вопрос о практической реализации таких струй. Если вопрос о возможности создания струй с заданным моментом количества движения не вызывает сомнения (это может быть струя, быющая из трубы кругового сечения с вращающейся внутренней поверхностью), то вопрос о создании струи с сохранением циркуляции остается открытым.

Второй пример посвящен обтеканию трансзвуковым потоком плоской пластины, установленной под нулевым углом атаки. Поверхность пластины подвижная - скорость направлена против потока. Начиная с некоторой относительной скорости движения поверхности пластины, течение становится неустойчивым, что приводит к периодичности характеристик течения по времени. Из завихренных зон то над пластиной, то под ней, периодически выплескиваются вихри, уходящие в след за пластиной. Появляется подъемная сила. Если взять интеграл по периоду от подъемной силы, то он окажется нулевым. Иная картина наблюдается при достаточно больших относительных скоростях поверхности. Течение по-прежнему является периодическим, но интеграл от подъемной силы становится ненулевым. Такое течение можно назвать интегрально несимметричным. Это новый вид несимметричности обтекания при симметриях набегающего потока и геометрии обтекаемого тела.

Третий пример связан с взаимодействием вихревого и температурного полей, порождаемых вращением вокруг продольной оси кругового цилиндра. Скорость течения газа около цилиндра может быть как дозвуковой, так и сверхзвуковой. При больших временах строится асимптотическое решение. В случае несжимаемой жидкости вращающийся цилиндр порождает завихренность только одного

знака, циркуляция азимутальной скорости по круговому контуру вокруг цилиндра монотонно уменьшается с увеличением радиуса контура. В случае сжимаемого течения возможны ситуации немонотонного изменения циркуляции – порождаемая завихренность два раза меняет свой знак. Дело здесь в том, что распределение завихренности оказывается зависящим не только от коэффициента вязкости, но и от градиента коэффициента вязкости.

Необычность рассматриваемых течений различна. В первом случае — это невозможность образования струи с сохранением циркуляции азимутальной скорости по контуру вокруг струи. Во втором случае — реализация периодического течения с существенной несимметрией при, казалось бы, всех симметричных условиях. И наконец, в третьем случае, мы наблюдаем течение, в котором влияние градиента коэффициента вязкости на характеристики течения оказывается более сильным, чем влияние коэффициента вязкости покоящейся среды.

Построение математической модели повреждаемости авиаконструкции из ПКМ при ударе

М.Ф. Гарифуллин, С.А. Смотрова, А.В. Смотров *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский*

На режимах взлета, посадки и рулении на грунтовой взлетнопосадочной полосе с пневматиков шасси отрываются частицы грунта, которые могут попадать на панели крыла и закрылки воздушного
судна. Аналогичное воздействие на верхние поверхности агрегатов
может оказывать град. Даже при небольшой энергии удара в элементах авиаконструкции могут возникнуть повреждения. При изготовлении элементов авиаконструкции из алюминиевых сплавов эти
повреждения не представляют опасности и сравнительно легко диагностируются по размерам вмятин при проведении послеполетного
визуального осмотра. В случае если агрегаты и элементы авиаконструкции изготовлены из полимерных композиционных материалов
(ПКМ), внешние признаки повреждений могут отсутствовать даже
при значительном локальном ухудшении прочностных и эксплуатационных характеристик, что при последующем нагружении в полете
приводит к внезапным разрушениям элементов авиаконструкции.

С целью выявления малозаметных ударных повреждений на поверхности элементов авиаконструкций из ПКМ ранее были выпол-

нены экспериментальные исследования ударной повреждаемости конструктивно подобных образцов угле- и стеклопластиков.

В работе представлены результаты статистической обработки данных этих исследований для получения предварительных оценок, в том числе определены математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение, а также построены гистограммы распределения математического ожидания и среднеквадратического отклонения.

Используя результаты испытаний указанных образцов, для каждого варианта укладки слоев в ПКМ была построена математическая модель повреждаемости при ударе. В простейшем случае может быть использована кусочно-линейная зависимость оцениваемой энергии удара от размеров выявленных в эксплуатации внешних повреждений. Внутренние повреждения могут быть, в свою очередь, оценены по величине энергии удара. Например, для приведенных результатов испытаний образцов энергия удара на участке графика 20—25 Дж может быть оценена по осредненным размерам обнаруженных повреждений.

Другой подход к созданию математической модели ударной повреждаемости авиаконструкции из ПКМ заключается в непосредственном использовании результатов испытаний (без осреднения и сортировки). В частности, методом наименьших квадратов может быть построена полиномиальная зависимость между энергией удара и размерами повреждений.

В дальнейшем планируется продолжить испытания с последовательным ростом энергии удара до уровня, соответствующего сквозному индентированию образца, либо до уровня стабилизации размеров поврежденных областей (расслоение, растрескивание и пр.).

Проведенная серия испытаний показала значительное рассеяние результатов (до 10 %). Кроме того, вид гистограмм свидетельствует о существенном отклонении результатов от закона нормального распределения случайной величины, вследствие чего обычно используемые оценки рассеяния вида ±3 смогут вносить заметные искажения. В связи с тем, что при испытаниях использовался один и тот же экспериментальный стенд (вертикальный копер), удар осуществлялся с помощью калиброванного груза, сбрасываемого с фиксированной высоты, можно предположить, что рассеяние результатов обусловлено в первую очередь недостаточной стабильностью параметров технологического процесса изготовления образцов. Поэтому необходимы меры, направленные на повышение качества изготовления и стабилизации характеристик образцов из ПКМ.

Оценка коэффициентов сил, действующих на сверхбольших углах атаки и в штопоре на модель и натурный самолет

М.А. Головкин 1 , А.А. Ефремов 1 , Б.С. Крицкий 1 , О.В. Павленко 1 , В.Г. Ципенко 2 1 ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский 2 МГТУ ГА, Москва

С целью уточнения результатов экспериментальных исследований со свободно штопорящими геометрически и динамически подобными моделями самолетов в вертикальной аэродинамической трубе при сравнительно низких значениях числе Рейнольдса проведен анализ сил, действующих на модель, натурный объект и их элементы.

Расчетные оценки вклада различных элементов летательного аппарата (крыло, фюзеляж и мотогондолы, стабилизатор) в коэффициенты сил, действующих на аэродинамическую компоновку, проводились двумя методами:

- в соответствии с упрощенной методикой, указанной в работе [1], в которой вклад фюзеляжа в коэффициенты сил оценивался в главном, как при обтекании кругового цилиндра, находящегося под углом атаки [2];
- на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с использованием структурированной многоблочной сетки, содержащей примерно 20 млн ячеек, и *k*-ємодели турбулентности [3].

Отмечается, что основное отличие в коэффициентах сил, действующих на летательный аппарат и его модель на больших, закритических углах атаки, может быть обусловлено наличием у некоторых аэродинамических компоновок относительно гладкого фюзеляжа, линия отрыва потока при котором не является фиксированной, и оно может составлять 3–5 %, что для решения задач штопора является приемлемым. Эти оценки не противоречат и подтверждаются удовлетворительным схождением экспериментальных результатов исследований в вертикальной аэродинамической трубе и летных испытаний

Литература

1. Головкин М.А., Ефремов А.А., Махнев М.С. Оценка производных аэродинамических сил и моментов по компонентам угловой скорости модели самолета в широком диапазоне углов атаки // Ученые записки ЦАГИ, 2018. – Т. XLIX, № 1. – С. 39–58.

- 2. Hoerner S.F. Fluid-dynamic drag. Practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance / Published by the Author. 1965. P. 456.
- Махнев М.С., Павленко О.В. Численное исследование обтекания пассажирского самолета на больших углах атаки // Модели и методы аэродинамики: материалы 17-й международной школы-семинара, г. Евпатория, 4-11 июня 2017. – С. 113–114.

Особенности структуры течения в окрестности критической точки тела, обтекаемого неоднородным сверхзвуковым потоком газа

В.Н. Голубкин^{1,2}, Г.Б. Сизых²

¹ ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

² МФТИ, Долгопрудный

С использованием уравнений Эйлера исследовано невязкое сверхзвуковое обтекание тела с затупленной носовой частью пространственной формы без предположения о какой-либо симметрии. В случае однородного набегающего потока приходящая в переднюю критическую точку тела критическая линия тока совпадает с лидирующей линией тока [1] и вместе с ней пересекает головной скачок уплотнения по нормали и потому характеризуется максимальной энтропией, минимальным полным давлением и отсутствием завихренности [2]. Следовательно, полное давление минимально и в критической точке, а энтропия максимальна в ней и вдоль всех исходящих из нее поверхностных линий тока, образующихся при разветвлении критической линии тока.

В более общем случае неоднородного набегающего сверхзвукового потока соответствующие стационарные поля скорости, плотности, давления, полной энтальпии и энтропии считаются неоднородными (слабо возмущенными). Установлено, что неоднородность набегающего потока приводит к тому, что линия тока с максимальной энтропией и критическая линия тока различаются. Энтропия на поверхности тела оказывается меньше максимального значения, которое достигается на линии тока, проходящей около тела. В свою очередь, это влияет на структуру зарождающихся вблизи критической точки энтропийных слоев, поперек которых профиль энтропии может быть монотонно убывающим при удалении от стенки или немонотонным с максимумом на некотором расстоянии от стенки.

Отдельно рассмотрен характерный случай неравномерного потока в рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы,

в котором поля энтальпии и энтропии обычно однородны. Здесь линия тока с минимальным полным давлением может проходить возле тела, не совпадая с критической линией тока, и полное давление в критической точке будет выше минимального, что подтверждается экспериментальными данными [3]. Однако отождествление авторами [3] этой линии тока с линией максимальной энтропии, вообще говоря, некорректно, поскольку в неоднородном потоке они могут не совпадать.

Показано, что как при обтекании однородным потоком, так и при любой его неоднородности завихренность в пространственной критической точке обращается в нуль.

Литература

- Сизых Г.Б. Значение энтропии на поверхности несимметричной выпуклой головной части при сверхзвуковом обтекании // ПММ, 2019. − Т. 3, вып. 3. − С. 377−383.
- 2. Golubkin V.N., Sizykh G.B. On the vorticity behind 3-D detached bow shock wave // Advances in Aerodynamics, 2019. 1:15. Pp. 1–6.
- 3. Глаголев А.И., Зубков А.И. Экспериментальное исследование экстремальности энтропии на критической линии тока при сверхзвуковом обтекании тел // Изв. АН СССР. МЖГ, 1968. № 1. С. 90–94.

Оценка зоны ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое колебательно возбужденного газа на пластине

Ю.Н. Григорьев¹, И.В. Ершов^{1,2}

 1 Институт вычислительных технологий СО РАН, Новосибирск 2 Новосибирский государственный аграрный университет, Новосибирск

В работе выполнены оценки влияния колебательного возбуждения молекулярного газа на зону ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое на пластине. В качестве критерия перехода использовались интегральные кривые пространственного нарастания линейных возмущений до уровня амплитуд, определяемого так называемым N-фактором, который принимался N = 8. Рассматривались линейные возмущения вида:

$$\mathbf{q'}(x, y, t) = \mathbf{q}(x, y) \exp[i(\alpha x - \omega t)],$$

где при комплексном волновом числе $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$ и вещественной частоте ω имеет место пространственное развитие возмущений, а при вещественном α и комплексной частоте $\omega = \omega_r + i\omega_i$ – развитие

возмущений во времени. В расчетах задач линейной устойчивости использовались локально-автомодельные решения системы двух-температурных уравнений стационарного пограничного слоя. Для них было показано [1], что имеет место сходимость по продольной координате к численным конечно-разностным решениям уравнений ПС в полной постановке.

Необходимый интервал частот находился из расчета кривой нейтральной устойчивости временных возмущений на плоскости (ω_r , Re_x). При числе Маха M=2.2, где наиболее опасна мода I, рассматривались квазидвумерные возмущения, распространяющиеся под углом $\phi=60^\circ$ к основному потоку, а для числа Маха M=4.5, для более опасной моды II [2], рассматривались чисто двумерные возмущения $\phi=0$. Интервал частот, соответствующий нижней ветви нейтральной кривой, равномерно разбивался на 40 подинтервалов. На каждой прямой $\omega_r=$ const для набора точек Re_x решались задачи линейной устойчивости для пространственного развития возмущений, из которых находились инкременты нарастания $\alpha_i(Re_x) \leq 0$. По ним вдоль кривых $\omega_r=$ const вычислялись кривые интегрального нарастания возмущений

$$N(\mathrm{Re}_{x}) = -\int_{\mathrm{Re}_{x0}}^{\mathrm{Re}_{x}} \alpha_{i} d \, \mathrm{Re}_{x}.$$

Затем для семейства параметризованных по ω_r кривых нарастания $N_{\omega r}(\mathrm{Re}_x)$ строилась огибающая кривая, пересечение которой с прямой N=8 определяло число Рейнольдса перехода Re_t .

Расчеты показывают, что при относительно невысоком уровне колебательного возбуждения точка перехода сдвигается примерно на 5–7 % вниз по потоку по сравнению с совершенным газом.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 20-01-00168).

Литература.

- 1. Григорьев Ю.Н., Горобчук А.Г., Ершов И.В. Расчеты сверхзвукового пограничного слоя в полной и локально автомодельной постановках // Вычислительные технологии, 2020 (в печати).
- 2. Григорьев Ю.Н., Ершов И.В. Линейная устойчивость сверхзвукового пограничного слоя релаксирующего газа на пластине // Известия РАН. МЖГ, 2019. № 3. С. 3–15.

Исследования в АДТ нестационарных аэродинамических характеристик с использованием динамически подобных управляемых моделей на стенде с одной продольной либо боковой степенью своболы

И.И. Гришин ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Применение экспериментальных стендов с одной или несколькими угловыми степенями свободы в трубном эксперименте позволяет получить угловое движение модели самолета, близкое к летному эксперименту [1]. Обсуждается новый метод экспериментальных исследований нестационарных аэродинамических характеристик моделей самолетов в аэродинамической трубе на примере модели NASA CRM (Common Research Model). Метод представляет собой разновидность имитационных летных испытаний с использованием дистанционно управляемой модели, закрепленной в аэродинамической трубе на шарнире с одной или несколькими степенями свободы. Показано, что с использованием данного подхода возможно исследовать особенности балансировки модели самолета различных отклонениях органов продольного управления, по переходным процессам возмущенного движения по тангажу определить динамические производные демпфирования, а также исследовать гистерезис аэродинамических характеристик, наблюдающийся при неустановившихся движениях на больших углах атаки. При использовании шарнира со степенью свободы по рысканию показана возможность исследования области устойчивости движения в боковом канале, также возможно определить по переходным процессам возмущенного движения производные аэродинамического демпфирования рыскания.

Литература

Виноградов Ю.А., Гришин И.И., Колесников Е.Н., Колинько К.А., Сидорюк М.Е., Храбров А.Н. О возможности исследования в аэродинамических трубах критических режимов полета с использованием шарнира с тремя степенями свободы // Ученые записки ЦАГИ, 2014. – Т. XLV, № 5. – С. 91–100.

Отрывные структуры при сверхзвуковом обтекании удлиненного осесимметричного тела под углом атаки

С.В. Гувернюк 1 , А.Г. Кузьмин 2 , М.М. Симоненко 1 НИИ Механики МГУ, Москва 2 СПбГУ, Санкт-Петербург

Характерной особенностью сверхзвукового обтекания удлиненных тел под углом атаки является поперечный отрыв потока, приводящий к формированию сложной вихревой структуры с подветренной стороны тела. Исследования трехмерного сверхзвукового обтекания таких тел проводились в ряде работ [1–3].

В настоящей работе представлены результаты численного исследования сверхзвукового обтекания удлиненного цилиндроконического осесимметричного гладкого тела, а также тела с прямой кольцевой ступенькой, расположенной на цилиндрической части поверхности тела, под углами атаки. Расчеты выполнены в рамках вычислительной технологии URANS, реализованной в пакете ANSYS CFX-15 (метод конечных объемов 2-го порядка точности, двухпараметрическая дифференциальная модель турбулентности k— ω SST). Рассматривались также другие модели турбулентности.

Установлено, что при сверхзвуковом обтекании удлиненного цилиндроконического тела под углом атаки на подветренной цилиндрической поверхности тела возникают отрывные структуры, включающие первичный поперечный отрыв набегающего потока и вторичный отрыв расходящегося от плоскости симметрии течения. Вдоль подветренной поверхности вниз по потоку происходит уменьшение толщины пограничного слоя и формируется узко локализованное пристеночное высоконапорное сверхзвуковое течение, которое может вызывать аномальное повышение местного давления на выступающих препятствиях. Аналогичный эффект аномального повышения давления в подветренном течении ранее наблюдался экспериментально и численно [3].

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (проект 19-01-00242), расчеты проведены с использованием ресурсов Вычислительного центра СПбГУ (http://cc.spbu.ru).

Литература

 Park M.-Y., Kim W.-S., Kim S., Park S.H., Lee J.-W. // J. of the Korean Physical Society, 2009. – Vol. 55, no. 5. – Pp. 2159-2165. DOI: 10.3938/jkps.55.2159

- Tuling S., Dalab L., Toomer C. // Aerospace Science and Technology, 2013.
 No. 29. Pp. 373–385. http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2013.04.008
- Simonenko M.M., Zubkov A.F., Kuzmin A.G. // AIP Conference Proceedings, 2018. – Vol. 1959, Article ID 050031. DOI: 10.1063/1.5034659

Разработка технического задания на создание демонстратора технологий самолета короткого взлета и посадки с распределенной электрической силовой установкой

Б.И. Гуревич, В.И. Бузулук, А.И. Дунаевский ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Техническое задание разработано на основе работ, выполненных в 2017–2019 гг. в рамках НИР «Альтернатива», «Линия», «Магистраль интеграция» в области исследования концепции многоцелевого самолета короткого взлета и посадки (КВП) с распределенной электрической силовой установкой (РЭСУ).

В процессе выполнения перечисленных НИР была разработана концепция самолета КПВ для использования на местных и региональных авиалиниях. Характерной особенностью рассматриваемой концепции является наличие на самолете, кроме основной силовой установки с двигателями традиционной схемы, дополнительной электрической силовой установки. Дополнительная РЭСУ состоит из распределенных вдоль размаха электрических двигателей, снабженных винтами, обдувающими всю поверхность крыла и получающих энергию от аккумуляторных батарей. РЭСУ работает только на взлетно-посадочных режимах. После выполнения взлета и до выхода на посадочную глиссаду питание электрической силовой установки отключается и для уменьшения аэродинамического сопротивления лопасти винтов убираются (складываются). Расчетные и экспериментальные исследования показали значительное повышение коэффициента подъемной силы при обдувке крыла винтами РЭСУ, что позволит улучшить взлетно-посадочные характеристики будущих самолетов КВП.

С учетом сложности новых технологий, необходимых для создания самолетов с РЭСУ, возникает необходимость в создании экспериментального самолета-демонстратора, на котором в результате летных испытаний должна быть подтверждена эффективность как

концепции в целом, так и эффективность используемых инновационных технологий, таких как:

- аэродинамические характеристики крыла с обдувом винтами вспомогательной РЭСУ;
- компоновка и конструкция РЭСУ (электродвигатели, аккумуляторы, проводка, винты);
- механизм уборки-выпуска (складывания) воздушных винтов в полете;
- система торможения самолета на посадочной глиссаде с работающей РЭСУ;
- система управления РЭСУ и система управления всем самолетом с РЭСУ;
- эксплуатационные характеристики (монтаж РЭСУ, техническое обслуживание, надежность) самолета с РЭСУ.

Для обеспечения создания летающего самолета-демонстратора технологий РЭСУ запланирована разработка и испытание ряда последовательных демонстраторов.

Для уменьшения стоимости и сроков создания демонстратора его разработку целесообразно осуществлять на основе существующих в российском парке образцов самолетов малой авиации.

В качестве базового самолета предложен самолет из семейства И-1Л/СЛ-90/СЛ-39ВМ1. Самолет доступен на первичном и вторичном рынке, имеет металлическую конструкцию, позволяющую достаточно просто проводить модернизацию.

Техническое задание составлялось с учетом опыта разработки экспериментального самолета-демонстратора электрических технологий X-57 Maxwell (NASA), близкого по своему назначению и характеристикам к запланированному демонстратору ЦАГИ.

Требования к самолету-демонстратору структурированы следующим образом. 1. Назначение самолета-демонстратора. 2. Комплектация самолета. 3. Общие требования. 4. Ожидаемые условия эксплуатации. 5. Летно-технические характеристики. 6. Требования к весовым характеристикам. 7. Требования к конструкции. 8. Требования к дополнительной силовой установке (РЭСУ). 9. Системы управления самолетом-демонстратором. 10. Системы самолета-демонстратора. 11. Эксплуатационная технологичность и ремонтопригодность.

Вместе с подпунктами в техническом задании содержится более 100 позиций с требованиями к самолету-демонстратору.

Наличие технического задания на самолет-демонстратор позволяет формализовать процесс его разработки и облегчает использование наработанных технологий проектирования и взаимодействия с соисполнителями. Проект технического задания на создание самолета-демонстратора РЭСУ разработан в соответствии с ГОСТ Р 15.201-2000 «Система разработки и постановки продукции на производство. Продукция производственно-технического назначения. Порядок разработки и постановки продукции на производство».

Демонстратор должен способствовать разработке стандартов сертификации электрических самолетов.

Экспериментальные исследования характеристик регулируемых сверхзвуковых воздухозаборников

Н.В. Гурылева, М.А. Иванькин, Д.А. Лапинский, А.К. Трифонов *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский*

Одной из основных задач при разработке сверхзвуковых летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями является создание воздухозаборников, работающих в широком диапазоне чисел M=3-7. Для обеспечения высоких внутренних характеристик во всем диапазоне чисел M целесообразно применение регулируемых воздухозаборников.

В работе рассмотрено регулирование воздухозаборников смешанного сжатия. На модельных плоских воздухозаборниках экспериментально исследовано 2 схемы регулирования:

- 1) непосредственно в процессе испытаний осуществлялось изменение двух геометрических величин: высоты проходного сечения горла h_{Γ} и угла наклона последней ступени центрального тела θ_2 ;
- 2) проводилось изменение высоты только проходного сечения горла $h_{\scriptscriptstyle \Gamma}$.

Эксперименты проводились в АДТ ЦАГИ на механически дросселируемых моделях.

При исследовании воздухозаборников в первую очередь изучался процесс запуска и срыва течения при полностью открытом дросселе.

На зависимости относительной высоты горла $h_r/h_{\text{входа}}$ от числа М можно выделить три области: «А», «В», «С».

В области «А» после срыва течения (головная волна перед плоскостью входа либо помпаж) воздухозаборник можно повторно запустить (восстановить расчетный режим течения) путем открытия дросселя.

В области «В» течение характеризуется тем, что после достижении наибольшего значения коэффициента восстановления полного давления при незначительном уменьшении площади проходного сечения дросселя происходит срыв течения в канале. Последующее увеличение площади проходного сечения дросселя в этой области не приводит к запуску воздухозаборника. Восстановление расчетного течения в канале при испытаниях в аэродинамических трубах возможно только увеличением высоты горла либо изменением угла ступени тела торможения, с переходом в область «А».

Как было получено в процессе экспериментов, величина области «В» для модели 1 (с регулируемыми высотой проходного сечения горла и углом наклона последней ступени) больше, чем для модели 2, в которой регулировалась только высота горла. С увеличением числа Маха разница $\Delta = h_{\Gamma \, {\rm запуска}}/h_{\rm входа} - h_{\Gamma \, {\rm срыва}}/h_{\rm входа}$ становится более выраженной: при М = 3.5 $\Delta = 0.033$ для модели 1 и $\Delta = 0.016$ для модели 2; при М = 4.7 $\Delta = 0.045$ для модели 1 и $\Delta = 0.009$ для модели 2.

Увеличение области «В» позволяет получить высокие характеристики торможения регулируемого воздухозаборника при работе в широком диапазоне чисел М.

В области «С» при всех числах М воздухозаборник находится в незапущенном состоянии.

Структура течения и теплообмен в канале за выступом на пульсирующих режимах

И.А. Давлетшин, А.Н. Михеев, Н.И. Михеев ИЭПТ ФИЦ КазНЦ РАН, Казань

Представлены результаты экспериментальных исследований кинематической структуры потока и теплоотдачи при отрывном обтекании поперечного выступа в канале на стационарном и пульсирующих режимах течения. Показано, что вынужденные пульсации потока в целом приводят к интенсификации теплоотдачи по сравнению со стационарным режимом. Наибольший эффект локальной интенсификации теплоотдачи, вплоть до трехкратного по отношению к стационарному режиму при равных в среднем расходах теплоносителя, наблюдается в ближнем следе за выступом – в области до пяти высот по длине. Влияние вынужденных пульсаций потока на распределение теплоотдачи хорошо обобщается с использованием безразмерной частоты вынужденных колебаний потока – числа Струхаля Sh. При одинаковых значениях этого числа коэффициенты теплоотдачи показывают одинаковый характер распределения по

длине отрывной области. Хорошее обобщение данных по распределению теплоотдачи по всей длине отрывной области в зависимости от числа Рейнольдса достигается при использовании его в степени $0.72-\mathrm{Re}^{0.72}$.

Проведенные исследования кинематической структуры течений на основе измерения динамики векторных полей скорости потока оптическим методом SIV позволили конкретизировать механизмы интенсификации теплоотдачи. В первую очередь, положение максимума теплоотдачи оказалось вблизи осредненного положения точки присоединения потока как в стационарном, так и в пульсирующем потоке. При этом в пульсирующем потоке положение этой точки смещается ближе к выступу. В целом, кинематическая структура пульсирующего отрывного потока может быть поделена на две условные области: ядро потока и вихревая область. Выявлена тесная связь локального коэффициента теплоотдачи с максимальной относительной поперечной скоростью потока в соответствующем сечении, которая свидетельствует о важной роли инициированного вынужденными колебаниями потока поперечного переноса массы в интенсификации теплоотдачи в ближнем следе за выступом. В качественном и количественном плане распределения по длине отрывной области модуля относительной поперечной скорости V и коэффициента теплоотдачи показали хорошее согласование рассмотренных режимов течения — $Nu \sim V^{0.26}$.

Исследование выполнено при поддержке РНФ (проект 19-19-00355) при частичном использовании результатов по теплообмену, полученных при поддержке РФФИ (проект 18-48-160030).

Об оптимальном движении объекта, отслеживаемого вращающимися лучами и освещенным сектором

Н.А. Докукова, П.Н. Конон Белорусский государственный университет, Минск

Рассматривается задача оптимального движения материального объекта, отслеживаемого вращающимся лучом либо несколькими лучами, а также вращающимся сектором при условии минимальности скорости объекта. В точке O находится прожектор, который освещает сектор KOP радиуса R с центральным углом α . Прожектор, а вместе с ним и сектор, равномерно вращаются против часовой стрелки, делая один оборот за время T. Объект, рассматриваемый как материальная точка, движется с постоянной по величине скоро-

стью v из точки M на границе круга радиуса R. Объект должен, не попав в освещаемую область, добраться до точки O. Требуется найти оптимальную траекторию объекта, величину скорости, точку начала движения на границе круга при условии наименьшей постоянной скорости движения объекта.

Предложен новый метод в сравнении с геометрическим [1] изучения оптимальности движения точки со строгим доказательством и определением ее траектории. Дан способ определения наименьшей скорости объекта. Впервые рассмотрена задача применительно к вращающейся освещенной области — сектору окружности, а не радиусу. Сформулированы и доказаны две теоремы о наилучшем движении объекта. Доказано, что оптимальной траекторией при движении материальной точки в рассмотренной задаче является комбинация прямолинейного движения и движения по окружности, проходящей через центр О с угловой скоростью луча.

Исследованы частные случаи отслеживания объекта вращающимся освещенным радиусом, диаметром круга и двумя взаимно перпендикулярными диаметрами. При отслеживании тела вращающимся лучом минимальное значение скорости равно $v_{\min} = 0.807R/T$. Если объект отслеживается двумя освещенными взаимно перпендикулярными вращающимися диаметрами, то оптимальная скорость равна $v_{\min} = 2.118R/T$.

Исследован вид траектории и наименьшая скорость движения объекта в зависимости от центрального угла раствора освещаемого сектора. Также проведено исследование определения наилучшей траектории в случае опознавания движущегося тела двумя вращающимися с разными угловыми скоростями лучами.

Полученные результаты работы интересны с практической точки зрения в вопросах слежения за движущимися телами, в частности радиолокации летающих объектов.

Литература

1. Васильев Н.Б., Гутенмахер В.Л. Прямые и кривые. – М.: МЦНМО, 2006. – 128 с.

Экспериментальное исследование аэродинамического нагрева и процессов разрушения натурных элементов конструкции космических аппаратов на заданных режимах гиперзвукового обтекания

С.М. Дроздов, В.Н. Бражко, Р.А. Давлеткильдеев, А.С. Ртищева, И.М. Шеметов, Д.С. Федоров ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В работе обсуждается опыт проведения исследований аэродинамического нагрева и процессов разрушения в гиперзвуковом потоке моделей, представляющих собой изготовленные из натурных материалов с натурными размерами образцы-имитаторы элементов конструкции космических аппаратов (КА) — панелей солнечных батарей, газовых баллонов, крышек технологических отверстий теплозащитного экрана, обтекателя кронштейна системы отделения фермы защитного кожуха и т.п.

Одним из побудительных мотивов данной работы является проблема экологии использования ближнего космического пространства и предсказания рисков, связанных с входом в атмосферу плохообтекаемых тел искусственного происхождения (обломки спутников). Второй аспект работы сугубо технический — испытания на тепло-силовую стойкость конкретных фрагментов теплозащиты марсианского КА.

Испытания проведены в аэродинамической трубе Т-117 ЦАГИ на режимах М = 8.3, 10.5, 13.7, 16.7, максимально приближенных к условиям входа космических аппаратов и их разрушающихся элементов в атмосферу Земли и Марса. Получены аэродинамические характеристики и тепловые потоки на образцах-имитаторах, промоделирован процесс уноса теплозащитного покрытия и полного разрушения элементов конструкции КА. Проведены измерения и расчеты массовой и линейной скоростей уноса материала; определена плотность теплового потока к поверхностям образцовимитаторов, выполнены обработка и анализ результатов. Отработана технология проведения испытаний на разрушение крупных моделей в аэродинамической трубе Т-117.

Влияние неравновесных физико-химических процессов на течение воздуха в тракте гиперзвуковой аэродинамической трубы

С.М. Дроздов, А.Ю. Киреев, А.С. Ртищева, С.В. Чернов, В.Л. Юмашев *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский*

В гиперзвуковых аэродинамических трубах температура торможения потока достигает нескольких тысяч градусов. При этом в воздухе развиваются сложные физико-химические процессы, диагностика которых затруднена. В то же время, детальное знание параметров течения важно для интерпретации результатов эксперимента. В этих условиях важную роль играет численное моделирование. Такое моделирование проводилось ранее в рамках упрощенных подходов: квазиодномерного с учетом неравновесного возбуждения колебательных степеней свободы и диссоциации молекул воздуха, а также полных уравнений Навье—Стокса с учетом физико-химических процессов в равновесном приближении [1]. В настоящей работе используется подход, основанный на полных уравнениях Навье—Стокса с физико-химической моделью, разработанной ранее в [2]. Целью исследования является выявление влияния неравновесности физико-химических процессов на характеристики полей течения.

Исследуется течение в тракте АДТ Т-122 на режиме p_0 = 12 атм, T_0 = 5000 K, что соответствует числу Маха в рабочей части М \approx 7. Расчеты выполнены в двух вариантах: 1) в равновесном приближении (ANSYS Fluent); 2) с учетом кинетики возбуждения колебаний и реакций диссоциации и обмена в 5-компонентной смеси $N_2+O_2+NO+N+O$ (программа HSFlow [3], дополненная физикохимическим модулем [2]). Сравнение результатов позволяет выявить роль неравновесных физико-химических процессов в формировании поля течения и оценить погрешность, вносимую применением более простой равновесной модели.

Показано, что поток в начальной части сопла является существенно неравновесным, а в рабочей части установки, вследствие резкого уменьшения температуры и плотности, — замороженным (в частности, степень диссоциации кислорода остается на уровне ~ 0.5 , колебательные температуры N_2 и $O_2 \sim 3800$ и 2350 К соответственно, тогда как температура потока падает до уровня ~ 500 К). В интегральных характеристиках потока влияние неравновесности проявляется в том, что, в сравнении с результатами

расчета в равновесном приближении, снижаются статические давление и температура (а соответственно, и скорость звука), а также плотность; скорость течения и число Маха, напротив, повышаются. Снижение статической температуры достигает 30 %, а превышение числа Маха – 12.6 %.

Литература

- 1. Башкин В.А., Егоров И.В., Жестков Б.Е., Шведченко В.В. Численное исследование поля течения и теплообмена в тракте высокотемпературной аэродинамической установки // Теплофизика высоких температур, 2008. Т. 46, № 5. С. 771–783.
- Alexandrov S.V., Zdor A.G., Kireev A.Yu., Chernov S.V., Yumashev V.L. Non-equilibrium high speed air flow over spherical blunt bodies // Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics, 2019. – Vol. 20, issue 1. http://chemphys.edu.ru/issues/2018-19-2/articles/746/
- 3. Егоров И.В., Новиков А.В. Прямое численное моделирование ламинарнотурбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковых скоростях потока // ЖВММФ, 2-16. Т. 56, № 6. С. 1064–1081.

Экспериментальное и численное исследование выдува сверхзвуковой струи навстречу набегающему потоку с числом M = 6 и 8 в АДТ УТ-1М

С.М. Дроздов, Ю.Н. Нестеров, Д.С. Федоров, И.М. Шеметов ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Приводится сравнение результатов экспериментального и численного исследования выдува сверхзвуковой струи навстречу набегающему потоку с числами M=6 и 8 в АДТ УТ-1M. В эксперименте получены теневые картины обтекания модели методом Теплера и поля давления, измеренные гребенкой полного напора. Численное моделирование проводилось в осесимметричной постановке при параметрах потока, соответствующих эксперименту.

Исследование обтекания моделей ЛА с выдувом струй традиционно является непростой задачей аэрофизического эксперимента в наземных установках. Случай выдува струй навстречу гиперзвуковому потоку мало описан в литературе. Поэтому данный класс задач представляет большой интерес как для фундаментальных, так и для прикладных исследований.

В экспериментальной части работы было использовано две модели разных масштабов. Обе модели представляют собой цилиндры диаметром 22 мм, 12 мм и длиной 166 мм и 102 мм соответственно,

расположенные передним торцом к набегающему потоку. Внутри каждой модели сделан канал, по которому подводится воздух под давлением. Канал заканчивается коническим соплом на число Маха $M_j = 3.47$, выходное сечение которого расположено на переднем торце модели.

Экспериментальное исследование было проведено в ударной трубе УТ-1М при следующих параметрах набегающего потока: число Маха М = 6 и 8, полное давление P_0 = 20 ата, полная температура T_0 = 770 К. Параметры торможения струи задавались в форкамере модели: P_{0j} = 0–80 ата и T_{0j} = 290 К. Получены теневые картины обтекания модели методом Теплера. На этих изображениях хорошо прорисована структура взаимодействия сверхзвуковой струи с набегающим на навстречу ей гиперзвуковом потоком. Отчетливо можно различить внешний и внутренний скачок, а также контактный разрыв. Исходя из анализа экспериментальных данных полученных с гребенки полного напора, можно сделать вывод о наличии зоны рециркуляции рядом с боковой поверхностью модели.

Численное исследование выполнено с помощью программного комплекса ANSYS Fluent (лицензия ЦАГИ № 501024). Численное моделирование проводилось в рамках системы уравнений Рейнольдса с моделью турбулентности Спаларта—Альмараса в предположении гипотезы развитой турбулентности. Для построения сеток использован программный комплекс Pointwise 18. Для численного моделирования применялись многоблочные структурированные и гибридные сетки с выделением пограничного слоя. Разрешение пограничного слоя составило 301 ячейку, размер первой ячейки составил 10⁻⁵ м.

Результаты численного моделирования хорошо согласуются с экспериментальными данными. При достаточном уровне сгущения сеточных линий правильно воспроизводится структура взаимодействия сверхзвуковой струи с набегающим на нее гиперзвуковым потоком. Рядом с боковой поверхностью модели образуется большая зона рециркуляции, что подтверждено экспериментальными данными. Помимо этого факта также подтвердился вывод о запирании рабочей части трубы на режиме M=8 для модели большего размера при максимальных значениях давления в форкамере модели. При использовании модели меньшего размера эффект запирания рабочей части трубы не проявлялся ни в эксперименте, ни в численном моделировании.

Численные исследования интерференции воздушных винтов гибридного вертолета

О.В. Дружинин ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Гибридный вертолет – винтокрылый летательный аппарат, несущий винт которого на режимах взлета, висения, посадки и на части диапазона скоростей горизонтального полета работает за счет мощности силовой установки, а горизонтальный полет обеспечивается, в основном, за счет крыла и воздушных винтов, независимых от системы несущего винта. Конструктивно данный аппарат сочетает в себе приводной несущий винт вертолетного типа, крыло и отдельные движители для создания горизонтальной тяги, как у самолетов.

При помощи несущих винтов реализуются вертикальные взлет и посадка. В горизонтальном режиме полет осуществляется за счет пропульсивных движителей, а несущие винты обычно работают только на создание подъемной силы и могут значительно разгружаться за счет крыла.

В данной работе рассмотрены три вида гибридного вертолета:

- вертолет с тянущим винтом;
- вертолет с крылом и воздушными винтами на концах крыла;
- вертолет с толкающим винтом в кольце.

Для исследования были построены три трехмерные модели гибридных вертолетов. Каждая из них — это, по сути, один и тот же вертолет, но с разными элементами создания продольной тяги. Модели имеют абсолютно одинаковые несущий винт и фюзеляж. Трехмерная модель имеет масштаб натурного вертолета.

Аэродинамические расчеты проведены в программе FloEFD (12 млн ячеек) при скорости полета 100 км/ч. Угол атаки α = 0, угол скольжения β = 0. Скорость вращения несущего винта 192 оборота в минуту. Скорость вращения винтов продольной тяги 2200 оборотов в минуту.

Численные исследования показали, что:

- наибольшая продольная тяга и наименьшее сопротивление фюзеляжа у гибридного вертолета с тянущим винтом;
- что для скоростного вертолета весьма эффективно крыло (как показало исследование вертолета с винтами на концах крыла);
- винтокольцевой движитель, расположенный на хвосте, дает некоторый прирост подъемной силы несущего винта;

- если заставить винты на концах крыла вращаться в сторону, противоположную вращению концевого вихря, то это увеличит подъемную силу крыла, т.к. поток не сможет перетекать с нижней поверхности крыла на верхнюю;
- с ростом скорости усиливаются аэродинамические эффекты, вызванные интерференцией потоков от несущего винта и продольной пропульсивной системы.

Исследование пропульсивных характеристик движителя типа «машущее крыло»

Е.В. Ермолаева, А.Ю. Яковлев *СПбГМТУ, Санкт-Петербург*

Машущие движители — часто используемый аэро- и гидробионтами тип движителей. Интерес к ним возрастает в связи с возможностью их использования на летательных и подводных аппаратах, речных судах. Подобные суда могли бы выполнять работы в неблагоприятных средах, на мелководье и в извилистом фарватере, в труднодоступных местах. Совершенствование движителя типа «машущее крыло» требует дальнейших исследований влияния геометрии профиля и законов движения на силу тяги, гидродинамический коэффициент полезного действия и структуру спутного следа.

Сила тяги развивается на машущем крыле только в нестационарном потоке, который возникает либо при колебаниях самого крыла, либо при пульсациях жидкости вблизи него. Гидродинамическое давление на крыле зависит от перемещения крыла (жидкости) и от скорости этого перемещения, а также изменения циркуляции вокруг крыла. Тяга возникает только при наличии вихревого следа за крылом. В работе [1] выводятся условия устойчивости образуемой вихревой дорожки. В противоположных случаях на крыле образуется только сила сопротивления [2].

В данной работе проведено исследование обтекания крыла бесконечного удлинения. Численное моделирование проведено с помощью пакета OpenFOAM. Для решения задачи применяются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса и неразрывности. Для моделирования турбулентности использовалась k— ω SST модель турбулентности, параметры которой выбраны согласно [3].

Проведено моделирование обтекания обособленного крыла и пары крыльев, движущихся в противофазе. Исследовались поперечные и поперечно-крутильные колебания крыльев, для чего задавался синусоидальный закон движения. При поперечно-крутильных колебаниях разность фаз между поперечными и крутильными колебаниями составляет $\pi/2$. Параметры движения выбраны с учетом условий устойчивости вихревой дорожки.

В настоящей работе исследованы пропульсивные характеристики движителя типа «машущее крыло» для случаев поперечных и поперечно-крутильных колебаний крыла бесконечного размаха NACA 0015. Результаты численного моделирования сравниваются с известными экспериментальными и численными данными [4]. Найдены значения тяги, подъемной силы и коэффициента полезного действия η при движении обособленного крыла и пары крыльев, движущихся в противофазе.

Литература:

- 1. Голубев В.В. Труды по аэродинамике: С приложением очерка А.А. Космодемьянского о жизни и деятельности В.В. Голубева. М.; Л.: Гос. изд-во технико-теорет. лит., 1957. 979 с.
- 2. Ахмедов Т.Х. Летательные и подводные аппараты с машущими движителями. Москва; Вологда: Инфра-Инженерия, 2017. 193 с.
- 3. Али Рами, Тряскин Н.В. Влияние параметров турбулентности на характеристики переходного режима течения при обтекании профиля NACA 0012 // Морские интеллектуальные технологии, 2019. № 3–2 (45). С. 39–44.
- 4. Zhu J, Lei B. Effect of wing-wing interaction on the propulsive performance of two flapping wings at biplane configuration.

Визуализации динамических тепловых полей в ударной трубе

И.А. Знаменская, Е.Ю. Коротеева, М.И. Муратов, Н.Н. Сысоев, А.М. Шагиянова *МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва*

В данной работе с помощью инфракрасной термографии высокого разрешения исследованы тепловые потоки на газодинамическом стенде (ударной трубе) при прохождении ударной волны.

При исследовании панорамными методами динамических процессов в плазме, газах, жидкостях и многофазных средах на основе

современных цифровых камер возникают проблемы, связанные с наличием больших массивов цифровых данных, несущих полезную информацию об изучаемых физических процессах. Развитие тепловизионной техники нового поколения позволило регистрировать двумерные тепловые поля в динамике с высоким пространственным и временным разрешением, при этом создаются большие массивы цифровых данных. Для задачи течения газа в ударной трубе исследован тепловой поток с участков наружной стенки с различной теплопроводностью и излучательной способностью при прохождении ударной волны. Оптическая ось ИК-регистрации была направлена перпендикулярно главной оси ударной трубы; регистрировалось излучение из областей вертикальной медной стенки трубы высотой 24 мм и толщиной 2 мм в секции камеры низкого давления. Исследовалась динамика нагрева наружной стенки за счет теплопроводности после прохождения ударной волны в канале. Тепловизором регистрировалось излучение из 5 областей опроса, которыми являлись нанесенные на боковую поверхность трубы материалы с различными теплопроводностью и излучательной способностью. Длительность прохождения ударно-нагретого потока мимо области регистрации составляла 300-400 мкс, после чего проходила контактная поверхность и волна разрежения. Частота съемки была максимальна (до $f = 400 \, \Gamma$ ц) ввиду малых характерных времен процессов внутри канала. Для чисел Маха М = 1.9-3.5 проводилась регистрация телевизионных фильмов длительностью 5 с объемом от 350 Мб. Обработка осуществлялась на основе программного обеспечения FLIR Altair. Измененные параметры газа за фронтом ударной волны, а именно: температура, давление, плотность - оцениваются по соотношениям Рэнкина-Гюгонио. Показано, что минимальное регистрируемое тепловизором время нарастания теплового потока из наружной поверхности стенки при прохождении фронта ударной волны мимо точки опроса - около 10 мс. Выявлены количественные зависимости температурных и временных параметров термограмм.

Исследовано также изменение теплового излучения с торцевой поверхности трубы, возникшее в результате двойного ударного сжатия при отражении ударной волны. Обсуждаются подходы, позволяющие оптимизировать регистрацию и анализ больших массивов визуальных данных, несущих полезную информацию об изучаемых теплофизических процессах.

Работа выполнена при поддержке РНФ (проект 18-19-00672).

Газодинамическое течение, индуцируемое плазменным актуатором на поверхности с уступом

И.А. Знаменская, И.В. Мурсенкова, Т.А. Кули-заде, Д.И. Татаренкова *МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва*

Возможность использования плазменных актуаторов для управления внутренними и внешними газодинамическими течениями рассматривалась в последние десятилетия в большом количестве работ. При этом редко анализировалось влияние геометрии профиля на перераспределение плазмы (и энерговклада) вдоль обтекаемой поверхности. Цель настоящего исследования — анализ влияния неоднородности поверхности (в данном случае — прямоугольной диэлектрической вставки) на локализацию плазмы сильноточного импульсного поверхностного разряда и на индуцируемое разрядом высокоскоростное течение вблизи стенки канала.

Два сильноточных импульсных (длительность тока 150 нс) разряда, скользящих по поверхности диэлектрика, размещались на верхней и нижней стенках канала сечением 24×48 мм². Площадь каждой плазменной поверхности 30×100 мм². Ранее было показано, что при инициировании таких разрядов на противоположных стенках канала инициируются квазиплоские ударно-волновые конфигурации; они сближаются и взаимодействуют через 15–22 мкс после инициирования разряда.

Для анализа влияния формы поверхности на распределение энерговклада на нижней стенке вдоль направления развития плазменных микроканалов, образующих плазменный лист, помещена диэлектрическая вставка высотой 2 мм и шириной 6 мм. Интегральная регистрация свечения плазмы показала, что свечение поверхностного разряда усиливается вдоль поверхности в направлении вставки.

В области локализации импульсных разрядов возникают взрывные волны, их динамика определяет быстропротекающую стадию процесса воздействия актуатора на газ. Проведена покадровая теневая высокоскоростная съемка ударно-волнового течения, возникающего в канале после инициирования разряда; частота съемки 150000 кадров в секунду. Исследованы пространственно-временные характеристики динамики ударно-волновых конфигураций. Показано что инициированная на нижней стенке ударная волна имеет искривленную форму в зоне, прилегающей к вставке, переходящую в полуци-

линдрическую конфигурацию; искривленный участок ударной волны имеет существенно большую скорость. Таким образом, участок повышенной интенсивности свечения плазмы соответствует локальному повышению энерговклада. Движущаяся от верхней стенки квазиплоская волна взаимодействует с искривленным участком, движущимся от нижней стенки, на 6–8 мкс раньше, чем с плоским участком – от зоны однородного свечения разряда. Оценены энергетические характеристики зоны локализации разряда на участке повышенного энерговклада.

Работа выполнена при поддержке РНФ (проект 18-19-00672).

Исследование влияния вихрегенераторов в виде пластин, расположенных на выходе из сопла, на характеристики потока в открытой рабочей части АДТ

С.З. Имаев, Е.В. Войтенков, С.Г. Бордачев ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

При решении задачи снижения пульсаций струи в трубе с открытой рабочей частью путем установки на выходе из сопла различных вихрегенераторов важное значение имеет их влияние на потери полного давления в рабочей части АДТ.

В работе проведено моделирование течения воздуха в рабочей части аэродинамической трубы АДТ Т-03 ЦАГИ при следующих конфигурациях выходной кромки сопла:

- Исходное (базовое) сопло без вихрегенераторов на выходной кромке.
- Сопло с двумя плоскими прямоугольными пластинами, расположенными у верхней и нижней кромок сопла. Угол α между плоскостью пластинки и направлением потока, а также глубина входа пластинок в поток H варьировались.
- Сопло с вихрегенераторами в виде треугольных пластин. Угол β между плоскостью пластин и направлением потока варьировался. Расчет проводился для значений β = 45°, 20°, 10°, 0 и -10° . Положительные углы установки β соответствуют случаям, когда вихрегенераторы отклонены в сторону ядра потока.

Моделирование проводилось с использованием k— ϵ модели турбулентности, при этом значения параметров турбулентности были выбраны на основе сравнения расчетных данных с эксперименталь-

ными значениями параметров турбулентности, полученных при замерах в АДТ Т-03 с помощью PIV измерений.

В ходе численного моделирования течения воздуха в АДТ с плоскими пластинами, устанавливаемыми под различными углами на выходной кромке сопла, выявлено влияние положения пластин на потери полного давления в рабочей части АДТ. В случае неудачной конфигурации пластин потери полного давления в рабочей части АДТ могут возрасти на 16 % по сравнению с базовой конструкцией. При этом конфигурация с углом отклонения пластин $\alpha = 5^{\circ}$ приводит к снижению потерь полного давления в рабочей части АДТ на 5 %. Минимальные потери полного давления реализуются при H = 0 мм. Увеличение глубины погружения пластин H приводит к увеличению потерь давления.

Одной из причин сокращения потерь полного давления является то, что пластины, установленные под положительным углом α , приводят к уменьшению скорости потока в рабочей части АДТ, которое может достигать 5% от скорости в базовой конфигурации (без вихрегенераторов).

В ходе проведения моделирования было подтверждено, что увеличение угла установки пластин с 5° до 10° позволяет снизить уровень пульсаций, однако дальнейшее увеличение угла не оказывает существенного влияния. Варьирование по H показало, что при выдвижении пластин в поток до значения 10–20 мм наблюдается снижение пульсации в слое смешения. Дальнейшее выдвижение приводит к небольшому росту. Снижение уровня пульсаций может достигать порядка 30° %.

Наибольшее падение пульсаций наблюдается при установке вихрегенераторов в виде треугольных пластин внутрь сопла. Причем эффект тем выше, чем больше угол. Максимальное падение наблюдается при $\beta = -45^{\circ}$ и составляет около 35 % по сравнению со случаем сопла в базовой конфигурации.

Развитие автоматизированной системы предварительного проектирования винтокрылых летательных аппаратов

Е.Н. Кармадонова, К.Г. Косушкин ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В практике мирового вертолетостроения вертолеты одновинтовой схемы получили наибольшее распространение (около 95 %). Такое однообразие схемного парка вертолетов объясняется, видимо,

тем, что на современном этапе развития авиационной науки и техники достоинства одновинтовой схемы оказываются весомее преимуществ других схем вертолетов и ее собственных недостатков.

Однако для задач концептуального проектирования винтокрылых летательных аппаратов (ВКЛА), особенно на этапе начального поиска рациональной концепции, требуется определять проектные параметры не только одновинтового вертолета с рулевым винтом, но и винтокрылых летательных аппаратов других схем (продольная, поперечная, вертолет с крылом и толкающим пропеллером («винтокрыл»), многовинтовая схема, конвертоплан и др.), в том числе с использованием альтернативных видов топлива (АСКТ, СПГ, водород), а также электрических и гибридных силовых установок.

В связи с этим была проведена работа по внесению дополнений, позволяющих определять параметры ВКЛА различных схем, в разработанный ранее программный комплекс многодисциплинарного проектирования и выбора рациональных параметров вертолета одновинтовой схемы с рулевым винтом. В его основе лежит применение для формирования облика вертолета комплекса расчетных модулей, соответствующих различным дисциплинам (аэродинамика, вес, силовая установка, летно-технические характеристики и пр.) и выбор проектных параметров на базе уравнения существования и критерия минимума взлетной массы.

Основная решаемая задача комплекса — определение взлетного веса, выполняющего требования по необходимой дальности полета (при заданных величинах полезной нагрузки и удельной нагрузки на площадь, ометаемую несущим винтом). При этом оптимизируется число лопастей несущего винта и удельная нагрузка на ометаемую винтом площадь, обеспечивающие выполнение ограничений по статическому прогибу лопасти и скорости отбрасываемого винтом потока при минимизации взлетного веса. Кроме того, возможен расчет летно-технических и технико-экономических характеристик.

Аэродинамика вертолетов: обзор работ ЦАГИ в 2019 г. и частично в 2020 г.

О.Е. Кириллов, Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Приведен обзор результатов работ НИО-5 ЦАГИ между девятнадцатой и двадцатой международными школами-семинарами «Модели и методы аэродинамики».

За этот период были выполнены следующие работы:

- испытания корпуса «Радар ММС»; испытания модели несущего винта «Радар ММС»; испытания модели корпуса с моделью несущего винта «Радар ММС»;
- формирование рациональной аэродинамической компоновки корпуса перспективного скоростного ВКЛА, оценка основных аэродинамических характеристик;
- экспериментальные исследования тематической модели хвостового оперения перспективного вертолета;
- экспериментальные исследования частотно-волновой системы измерения воздушных данных на модели вертолета в АДТ Т-105;
- экспериментальные исследования рулевого винта с лопастями перспективной аэродинамической компоновки на установке ВП-19 на режиме висения и с вращением;
- экспериментальные исследования рулевого винта с двумя комплектами лопастей перспективной аэродинамической компоновки на установке ВП-17 на режиме висения;
- экспериментальные исследования интегральных и распределенных характеристик модели «жесткого» несущего винта в АДТ Т-105;
- экспериментальные исследования интегральных и распределенных характеристик модели шарнирного несущего винта в АДТ Т-105;
- экспериментальные исследования комлевых профилей для несущих винтов с жестким креплением лопастей к втулке;
- разработка демонстратора технологий БВС на базе ВКЛА с останавливаемым несущим винтом-крылом;
- экспериментальные исследования рулевого винта усовершенствованной аэродинамической компоновки.

Влияние числа Маха на входе в модельный сверхзвуковой канал на эффективность процесса горения

О.М. Колесников ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Одной из основных проблем организации высокоэффективного горения в сверхзвуковом канале является организация сжигания горючего с наиболее полным тепловыделением. Увеличение скорости на входе в канал, связанное с увеличением числа M набегающего потока, отрицательно влияет как на смешение, так и на завершенность химических реакций из-за уменьшения времени пребывания горючего в области горения, например, до нескольких миллисекунд при $M \approx 2.5$ на входе в канал. Основной целью проведенных расчетных исследований являлось определение «химической» полноты сгорания в зависимости от числа Mаха на входе в модельный канал.

Для расчетов в качестве горючего выбран этилен – газ, по воспламенимости превосходящий все другие углеводороды. Кинетика горения этилена в данных расчетах описывалась тремя реакциями:

1)
$$C_2H_4+O_2 = 2CO+2H_2$$
; 2) $2CO+O_2 = 2CO_2$; 3) $2H_2+O_2 = 2H_2O$.

Трехмерное численное моделирование основывалось на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса с использованием стандартной k—є модели турбулентности. Расчеты выполнены с помощью коммерческого пакета FASTRAN.

В расчетах температура торможения на входе в канал задавалась равной 1280 K, число Маха варьировалось в диапазоне от 1.75 до 2.6. Статическое давление во всех случаях задавалось примерно одним и тем же ≈ 0.6 атм.

Канал общей длиной $1.86 \,\mathrm{m}$ состоял из двух последовательно расположенных отсеков: переднего — более узкого, слабо расширяющегося, с сечением на входе $30\times100 \,\mathrm{mm}^2$ и заднего — широкого, с постоянным поперечным сечением $100\times100 \,\mathrm{mm}^2$. Температура стенок T_w полагалась равной 700 К. Критическое сечение канала формировалось поджатием на 35 % путем вдува поперечной холодной щелевой струи азота с одной из стенок.

Подача этилена осуществлялась через два пилона, расположенных в конце переднего узкого участка непосредственно перед расширением канала. Каждый пилон для вдува горючего в поперечном направлении имел по шесть отверстий (по три на каждой из сторон).

Как показали расчеты, для коэффициента избытка воздуха $\alpha \approx 1.0$ уменьшение числа M с 2.6 до 1.75 приводит к росту температуры к концу канала с 2160 К до 2360 К, что обусловлено увеличением

химической полноты сгорания (ϕ) с 0.56 до 0.66. Реальный же теплоподвод за счет потерь тепла в стенки канала будет еще ниже примерно на 13 %. Увеличение ϕ при уменьшении входного числа Маха связано с увеличением времени пребывания горючего в канале, что в свою очередь обусловлено как уменьшением скорости потока, так и движением псевдоскачка вверх по потоку.

Таким образом, для повышения эффективности энергоподвода в сверхзвуковом канале предпочтительным является организация более сильного торможения потока на входе в канал, т.е. переход на меньшие скорости потока.

Бифуркации и неустойчивость равновесных состояний слоя жидкости на вращающемся цилиндре

П.Н. Конон

Белорусский государственный университет, Минск

Рассматривается поведение слоя жидкости на поверхности горизонтального вращающегося с постоянной угловой скоростью цилиндра в поле сил инерции и поверхностного натяжения. В случае пренебрежения силой тяжести на основе подробного решения линейных задач гидродинамической устойчивости течений определены моды волн в окружном и осевом направлениях, соответствующие максимально растущим возмущениям слоя, в стационарном состоянии неподвижного относительно поверхности вращающегося цилиндра [1].

Другой подход к проблеме устойчивости течения дает теория бифуркаций, описывающая и классифицирующая ветвление решений, которые могут встретиться в нелинейных системах [2, 3]. Из уравнений Навье–Стокса и граничных условий на нормальные напряжения в относительной системе координат получено уравнение в частных производных для определения поверхности слоя $\eta = h(\varphi, \xi)$. В уравнение входят число Вебера We и неизвестное число Эйлера Eu, определяющее безразмерный перепад давлений в слое на поверхности цилиндра и в окружающей среде. Оно дополняется условиями постоянства массы и периодичностью решения на отрезке образующей цилиндра L и по окружной координате φ .

Проведен общий линейный анализ ветвления решений слоя $\eta = h(\varphi, \xi)$ в другие стационарные неосимметричные решения. Решение нелинейной краевой задачи для случаев плоского и осесимметричного слоев с периодическими краевыми условиями и постоянной массой проводится наряду с определением перепада давлений Еu. Численно определены формы относительного равновесия слоя,

значительно отклоняющегося от слоя постоянной толщины. Показано, что ветвление решений определяется двумя бифуркационными параметрами для чисел We и Eu. Построены полные ветви бифуркационных кривых, отражающих ответвление решений от кривой Eu(We), определяемой для случая постоянной толщины, в виде дерева нелинейных решений Установлена неоднозначность решения: форма слоя зависит не только от физических свойств жидкости, скорости вращения и радиуса цилиндра, но и от перепада давлений в жидкости и окружающей среде.

Работа выполнена при поддержке ГПНИ Республики Беларусь «Энергетические системы, процессы и технологии» (задание № 2.86).

Литература

- 1. Конон П.Н., Докукова Н.А., Нестерович С.С. Локализация наиболее опасных возмущений слоя жидкости на вращающемся цилиндре и их экспериментальное наблюдение // Международный научно-технический журнал «Теоретическая и прикладная механика». Минск, 2018. Вып. 33. С. 123—129.
- 2. Epikhin V.E., Konon P.N., Shkadov V.Y. Form of a liquid layer of constant mass on the surface of a rotating cylinder // J. of Engineering Physics, 1990. No. 59 (1). Pp. 879–882.
- 3. Konon P.N., Zhuk A.V. Bifurcations of equilibrium states of a fluid layer inside a rotating cylinder // J. of Engineering Physics and Thermophysics, 2017. No. 90 (2). Pp. 442–448.

Численное исследование поперечного обдува длинных плохообтекаемых тел при больших числах Рейнольдса

Г.Л. Королев, Т.А. Пименова ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Одной из важнейших проблем современной аэродинамики является задача применения аэродинамических коэффициентов, полученных в трубных испытаниях, на натурных объектах при больших числах Рейнольдса. Поскольку в большинстве случаев физически невозможно построить аэродинамическую трубу, способную обеспечить натурные числа Рейнольдса, испытания проходят при числах Рейнольдса, отличающихся от требуемых. В данной работе изучается необходимость учета отличий экспериментальных чисел Рейнольдса от натурных при определении аэродинамических коэффициентов. Такое исследование представляется возможным посредством разработки, верификации и валидации на основе

имеющихся экспериментальных данных численного метода расчета аэродинамических характеристик плохообтекаемых тел и дальнейшей экстраполяции на натурные числа Рейнольдса.

Объектом исследования является система двух плохообтекаемых тел, таких как круговой и прямоугольный цилиндры. Проводится двумерный численный анализ поперечного обдува этих тел как вместе, так и отдельно друг от друга в диапазоне чисел Рейнольдса от 10^6 до $1.5 \cdot 10^7$ для углов обдува 0 и 180° . Определяются численные критерии размеров конечно-разностных сеток, а также модель турбулентности.

Для демонстрации минимизации зависимости нестационарного решения от сетки было показано, что величина y_+ на поверхности обтекаемых тел не превышала 1, поскольку в противном случае положение точки отрыва потока от обтекаемой поверхности становится плохо определенным. Была проведена численная проверка полученных результатов путем изменения параметров расчетных сеток.

Получено совпадение расчетных и экспериментальных данных [1,2] по сопротивлению для изолированно обтекаемых тел. Выявлено, что увеличение числа Рейнольдса существенно влияет на аэродинамические характеристики при обдуве плохообтекаемых тел. Максимальное отличие данных по сопротивлению и подъемной силе при $Re = 10^6$ и $Re = 1.5 \cdot 10^7$ достигает 78 %. Наиболее сильные отличия наблюдаются в случае кругового цилиндра, как при его изолированном обтекании, так и совместно с прямоугольным. Результаты обтекания прямоугольного цилиндра отличаются не так сильно.

Литература:

- 1. Roshko A. Experiments on the flow past a circular cylinder at very high Reynolds number // J. of Fluid Mechanics, 1961. Vol. 10, part. 3.
- 2. Девнин С.И. Аэрогидромеханика плохо обтекаемых конструкций. Ленинград: Судостроение, 1983. 331 с.

Численное и экспериментальное моделирование МГД-взаимодействия при гиперзвуковом обтекании затупленного тела

Т.А. Коротаева, В.П. Фомичев, М.А. Ядренкин ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

Проблема эффективной тепловой защиты спускаемых аппаратов является одной из важнейших при разработке транспортных

космических систем. Одним из возможных способов торможения спускаемых аппаратов и уменьшения тепловой нагрузки на их поверхность в верхних слоях атмосферы (70–30 км) может быть использование магнитогидродинамического (МГД) метода. В работе [1] утверждается, что с помощью МГД-системы возможно не только создавать тормозящую силу, направленную навстречу потоку (МГД-парашют), но и значительно уменьшать тепловые потоки к поверхности спускаемого аппарата.

Целью настоящего исследования является проверка концепции МГД-парашюта в условиях эксперимента на МГД-стенде ИТПМ. Экспериментальное моделирование проводилось в гиперзвуковом потоке воздуха М = 6 на импульсном аэродинамическом стенде с электромагнитом, который позволял менять величину магнитного поля до 2.5 Тл. Ионизация потока в окрестности точки торможения на модели осуществлялась с помощью высоковольтного электрического разряда длительностью 120 мкс и величиной около 120 А в зависимости от условий эксперимента. Давление торможения на модели в критической точке измерялось высокочастотным датчиком. Оптическая диагностика включала шлирен-фотографии деформации головного скачка и фотографии свечения плазмы разряда. По фотографиям определялись размеры электроразрядной плазмы в направлении вдоль магнитного поля, что позволяло оценить величину плотности тока разряда и величину параметра гидромагнитного взаимодействия.

Эксперименты сопровождались численным моделированием, проведенным с использованием пакета программ ANSYS Fluent. Задача решалась в стационарной осесимметричной постановке в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса, дополненных k— ω SST моделью турбулентности. Область МГД-взаимодействия моделировалась выделением зоны, расположенной перед затупленной частью модели с заданными источниками электромагнитной силы и тепла. Численное моделирование, проведенное в условиях экспериментов, не повторяло в точности постановку эксперимента, одинаковыми были число Стюарта, величины проводимости и плотности тока, определяемые экспериментальными исследованиями. Это позволяло найти корреляцию между результатами экспериментов и расчетов.

Численные и экспериментальные исследования показали отход головного скачка уплотнения и падение давления торможения на затупленной части модели. Численное моделирование показало, что создание области МГД-взаимодействия приводит к снижению тепло-

вого потока к затупленной части тела. Наблюдается практически полное торможение потока, что приводит к появлению завихренного течения перед телом и снижению теплового потока в стенку в зоне вихря.

Работа (частично) выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проекты № 0323-2018-0006 и № 0323-2018-0011).

Литература

1. Битюрин В.А., Бочаров А.Н. Об особенностях тепловой защиты спускаемого летательного аппарата // Письма ЖТФ, 2011. – Т. 37, вып. 9. – С. 70–74.

Создание цифровых моделей в САПР транспортного вертолета

К.Г. Косушкин, И.И. Лешихин, А.А. Охапкин, А.В. Смирнов, О.В. Сонин ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Целью работы является создание новой САПР на базе перспективных инструментов автоматизированного вычисления, и перевод имеющихся средств проектирования на современную программновычислительную базу с одновременной унификацией методов и средств создания и расчета характеристик моделей.

Пилотный проект включает в себя написание расчетных модулей на современной версии языка программирования высокого уровня Python и последующее их применение для расчета характеристик летательных аппаратов в программно-вычислительной среде VAMPzero.

Для тестовой задачи был выбран пример расчета характеристик многоцелевого вертолета Ми-8. Согласно общепринятым методикам были созданы вычислительные модули, написанные на языке Python. Эти модули были интегрированы в среду VAMPzero, после чего были заданы исходные параметры и произведен расчет искомых характеристик. Результаты сравнили с данными, полученными путем обычных расчетов, что показало приемлемость выбранного метода. Применение модулей, написанных на современном языке высокого уровня Python и их использование для вычислений в среде VAMPzero позволяет автоматизировать процесс расчета характеристик летательного аппарата, сделать модули унифицированными, прозрачными, заменяемыми и устойчивыми к ошибкам, вызванным человеческим фактором. Программный пакет VAMPzero позволяет

автоматически генерировать схему системной топологии классов, включенных в расчетный алгоритм, что повышает наглядность и понимание структуры.

В результате проведенной работы получен работоспособный программный комплекс и подтверждена возможность и перспективность применения выбранного метода.

Исследования по формированию облика многовинтового ЛА с гибридной силовой установкой

К.Г. Косушкин, В.И. Маврицкий ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В работе рассматривается формирование облика многовинтового летательного аппарата (МВЛА) вертолетного типа грузоподъемностью 2.5 т с распределенной гибридной силовой установкой на основе 2×ГТД ВК-2500, передающих через электрогенераторы мощность на 14 электродвигателей (ЭД), и резервной аккумуляторной батареей (АКБ), обеспечивающей взлетную мощность в течение 5 мин.

Рассмотрены варианты МВЛА плоской и куполообразной схем. Оценка летно-технических характеристик показала, что благодаря несколько меньшей взлетной массе и массе пустого ЛА ($G_{\rm взл}=11716~{\rm кr},~G_{\rm пуст}=6861~{\rm kr}~{\rm y}~{\rm куполообразной}~{\rm схемы};$ $G_{\rm взл}=12336~{\rm kr},~G_{\rm пуст}=7481~{\rm kr}~{\rm y}~{\rm плоской})$ куполообразная схема имеет небольшое преимущество по дальности полета (790 км против 740 км при $G_{\rm rp}=2.5~{\rm T}$).

Исследована возможность управления многовинтовым ЛА с помощью изменения оборотов ЭД. Получено, что на передних винтах требуется уменьшить общий шаг, чтобы увеличить скорость полета и не превышать допустимый коэффициент тяги. В тоже время на задних винтах требуется увеличить общий шаг, чтобы устранить провал по тяге на малых скоростях 50-100~кm/ч, возникающий из-за ограничения по окружной скорости $\omega R = 240~\text{m/c}$, вызванного необходимостью избежать эффектов сжимаемости на конце лопасти, а также значительного роста шума вертолета. В результате с учетом потребности в разном общем шаге для передних и задних винтов, значительного роста нагрузок на втулку и лопасти винтов с жестким креплением при увеличении скорости свыше 130-150~km/ч, а также существенного веса и инерционности винтов было предложено использовать для управления ЛА изменение общего шага несущих винтов.

С целью оценки эффективности применения МВЛА для краново-монтажных работ были определены величины поднимаемого груза для плоской и куполообразной схем, а также для одновинтового вертолета с рулевым винтом, имеющего те же значения нагрузки на ометаемую винтом площадь, заполнение винта, а также оснащенного силовой установкой из двух ГТД ВК-2500. При одинаковых силовых установках, нагрузках на ометаемую площадь винта или винтов величина поднимаемого груза определяет приведенную производительность вертолета-крана, являющуюся критерием для оценки эффективности его работы.

Расчет был выполнен для следующих условий: висение с грузом на высоте H=2 км, продолжительность висения с грузом 10 мин, продолжительность полета без груза 10 мин, дополнительный запас топлива на 20 мин висения и АНЗ на 30 мин полета. На режимах взлетной мощности и максимальной продолжительности вертолеткран одновинтовой схемы в величине полезного груза выигрывает у МВЛА 1.5-2 т, однако на режиме с одним отказавшим двигателем МВЛА выигрывает у вертолета одновинтовой схемы 0.8-1.4 т. Это обусловлено тем, что МВЛА имеет возможность использовать резервную АКБ в течение 5 мин, компенсируя отказ одного ГТД, поэтому из условий безопасности для МВЛА определяющим будет режим отказа одного ЭД и отключения противоположного для компенсации возникающего момента. Куполообразная схема выигрывает у плоской ~ 600 кг в массе груза на режимах висения за счет меньшего веса пустого ЛА.

Таким образом, МВЛА может быть эффективен при крановомонтажных работах, когда по условиям обеспечения безопасности невозможно произвести аварийный сброс груза в случае отказа одного из двигателей.

Новая модель Большого взрыва и расширения Вселенной в ОТО с разлетом в пустоту газа, сжатого в точку

А.Н. Крайко ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Построена новая модель Большого взрыва и расширения Вселенной. В ее основе – описание в рамках ОТО и СТО разлета газа из точки в пустоту, т.е. разлета, начавшегося внутри гравитационного радиуса Вселенной.

В 1929 г. Э. Хаббл установил, что далекие галактики удаляются от нас со скоростью \mathbf{u} , пропорциональной радиус-вектору \mathbf{r} до них: $\mathbf{u} = H(t)\mathbf{r}$. Если галактики разлетаются, то, имея «подходящее» решение, можно определить, когда газ, из которого они сформировались, «разлетелся из точки». После открытия Хаббла в качестве «подходящего» было взято решение А. Фридмана с нулевой «космологической постоянной» Л. В нем за начало расширения всегда безграничной Вселенной взят момент сингулярности ее скалярных параметров. Время t_0 , отсчитываемое от этого момента, — время «жизни» Вселенной. Возможность описания расширения Вселенной решением Фридмана не вызывала сомнений до 1998 г., когда было обнаружено его несоответствие наблюдательным данным. Для устранения этого несоответствия решение Фридмана было обобщено на $\Lambda \neq 0$. Выбор Λ позволил согласовать наблюдения с этим решением. Найденные значения Л приводят к антигравитации, носителя которой назвали «темной энергией». В 2015 г. в [1] в рамках СТО решена задача о разлете газа из точки в пустоту (далее – «задача разлета»). Сравнения найденного на удивление простого решения $\mathbf{u} = \mathbf{r}/t$ с наблюдательными данными показали, что оно без единой эмпирической константы описывает наблюдения не хуже любой современной космологической теории с темной энергией, т.е. темная энергия излишня.

Все, однако, много сложнее, ибо начавшийся из точки разлет долгое время будет идти под гравитационным радиусом: $r < r_g = 2MG/c^2$ с массой Вселенной M, гравитационной постоянной G и скоростью света c. Поэтому решение надо начинать в рамках ОТО с метрикой: $ds^2 = e^{2\phi}dt^2 - (e^{2\psi}dr^2 + r^2d\Omega^2)c^{-2}$ и уравнениями

$$\begin{split} &1 - e^{-2\psi}(2r\phi_r + 1) = -r^2\kappa c^{-2}(w\beta u^2 / c^2 + p), \\ &\kappa = 8\pi G / c^4, \quad \beta = (1 - u^2 / c^2)^{-1}, \\ &e^{-2\phi}r(\psi_{tt} + \psi_t^2 - \psi_t\phi_t) - c^2e^{-2\psi}(r\phi_{rr} + r\phi_r^2 + \phi_r - \psi_r - r\psi_r\phi_r) = -r\kappa p, \\ &1 - e^{-2\psi}(1 - 2r\psi_r) = r^2\kappa c^{-2}(w\beta - p), \\ &2e^{-2\psi}\psi_t = -r\kappa c^{-2}w\beta u, \\ &(e^{\phi}e^{\psi}r^2n/\sqrt{e^{2\phi}c^2 - e^{2\psi}u^2})_t + (e^{\phi}e^{\psi}r^2nu/\sqrt{e^{2\phi}c^2 - e^{2\psi}u^2})_r = 0. \end{split}$$

Здесь w — энтальпия единицы объема, а n — число барионов в единице объема. Почти с начала разлета, вызванного, в первую очередь, запредельной энергией излучения, электронов и позитронов (при пренебрежимом вкладе барионов), плотность в центре «взрыва» сразу становится конечной, убывая с ростом t. Из-за этого $\phi = \psi = 0$ при

r=0 и t>0, и область малых φ и ψ вблизи центра быстро растет со временем. Вне разлетающегося газа всё, как в черной дыре такой же, но остающейся в центре массы. При малых φ и ψ последнее уравнение (1) в главном по φ и ψ порядке становится уравнением неразрывности СТО для n, а остальные уравнения принимают вид

$$\begin{split} &2r\phi_{r}-2\psi=r^{2}\kappa c^{-2}(w\beta u^{2}/c^{2}+p),\\ &rc^{-2}\psi_{tt}-r\phi_{rr}-\phi_{r}+\psi_{r}=-r\kappa c^{-2}p,\\ &2\psi+2r\psi_{r}=r^{2}\kappa c^{-2}(w\beta-p),\\ &2\psi_{r}=-r\kappa c^{-2}w\beta u. \end{split}$$

Исключение у из 3-го и 4-го уравнений и ф и у из 1-го, 2-го и 4-го уравнений приводит к уравнениям энергии-импульса СТО. Их автомодельное решение ищется в форме: u = cU, $p = E_0 P/(ct)^3$, $w = E_0 W/(ct)^3$ и $n = N_0 N/(ct)^3$, где N_0 – общее число барионов, E_0 – их энергия покоя, а U, P, W и N – функции $\xi = r/(ct)$. Подстановка этих выражений в уравнение неразрывности для n дает $U = \xi$, т.е. u = r/t и ${\bf u} = {\bf r}/t$. Затем их подстановка с $U = \xi$ в уравнения энергии–импульса приводит к двум равенствам: $\xi (dP/d\xi) + 3P = 0$ и $dP/d\xi = 0$. Их следствие, исправляющее ошибку [1], – одно равенство: p = 0, а не два: p = 0 и w = 0. То, что p = 0 получилось без использования условия p = 0 на границе с пустотой, принципиально, поскольку уравнения СТО несправедливы вне примыкающей к центру области малых ф и **у**, отделенной от вакуума сферическим слоем, эволюцию которого определяет ОТО. Какой будет эта эволюция – сложнейшая проблема, причем при схожести с черной дырой в ней, отнюдь, совсем не обязателен «запрет» на разлет газа за гравитационный радиус. Принципиально и $w \neq 0$, а также то, что, вопреки [1], в рамках модели с реальным центром плотность частиц п не обязана быть лоренц-инвариантной.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 20-01-00100).

Литература

1. Валиев Х.Ф., Крайко А.Н. Разлет идеального газа из точки в пустоту. Новая модель Большого взрыва и расширения Вселенной // ПММ, 2015. – Т. 79, вып. 6. – С. 793–807.

Теневой прибор для исследования высокоскоростных потоков с горением

К.Д. Кудрявцева, А.Н. Морозов, М.В. Рыбаков ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Одними из методов визуализации потоков с горением являются классические рефрактометрические методы исследования. К таким методам относятся прямотеневые, теневые и интерферометрические. Во всех методах используется источник излучения и регистрирующая камера. Классическими источниками излучения являются широкополосный источник в виде галогенной, ртутной или дейтериевой лампы или узкополосный светодиодный источник с длиной волны от 365 нм до 1260 нм.

Недостатком данного подхода при исследовании течений с горением является высокий уровень теплового и спектрального излучения самого потока, вследствие чего контраст регистрируемого изображения падает до малых значений и регистрация картины течения становится невозможной.

Одним из возможных решений является спектральная дискриминация излучения потока. На входе регистрирующей камеры устанавливается узкополосный интерференционный фильтр, согласованный по длине волны с длиной волны источника света. Узкополосный фильтр подавляет большую часть излучения пламени, пропуская только то, что попадает в полосу пропускания фильтра. Зарегистрированные спектры эмиссии потока с горением позволяют выбрать согласованную монохроматическую пару источникфильтр. Выбор проводился по тому, сколько паразитной засветки может дать излучение пламени в выбранном диапазоне.

Исследование эмиссионных спектров при горении этиленовоздушной смеси в модели расширяющегося канала с прозрачными боковыми иллюминаторами показало как наличие теплового континуума, так и множество спектральных атомарных и молекулярных линий. Обнаружены полосы хемилюминесценции возбужденных радикалов OH^* и CH^* , молекулярные полосы CN и диуглерода C_2 , молекулярного иона азота N_2^+ , большое количество атомарных полос H, Fe, Cu, N, K, Na, Li. По результатам многочисленных спектральных измерений на разных режимах, для источника излучения выбрано два участка с длинами волн 515–540 нм и 802–814 нм. При характерной ширине на полувысоте полосы пропускания интерференционного фильтра в 4–5 нм эти участки не подвержены засветке от спектральных линий. B диапазоне длин волн 802–814 нм наблюдается

интенсивная засветка от теплового излучения, что заставляет искать дополнительные способы подавления собственного свечения потока. Совместно со спектральной селекцией используется режим синхронного стробирования, что позволяет провести временную дискриминацию подсветки за счет малого времени экспонирования матрицы регистрирующей камеры, и, соответственно, малой длительности импульса излучения источника.

В качестве источника непрерывного спектрального излучения был выбран узкополосный светодиод на длину волны 526 нм и полосно-пропускающий интерференционный фильтр с областью пропускания 525±6 нм для дискриминации собственного свечения потока.

Эксперименты, проведенные с разработанной модификацией теневого прибора, позволили выявить систему скачков в высокоскоростном потоке с горением. При этом проводилось непрерывное отображении теневой картины в реальном времени для мониторинга эксперимента и запись видеопоследовательности на специальную видеокамеру высокого разрешения с частотой 50 теневых изображений в секунду.

Работа поддержана «мегагрантом» Министерства образования и науки РФ (договор № 14.G39.31.0001 от 13 февраля 2017 г.).

Экспериментальные подходы к решению проблемы инициирования горения топливо-воздушной смеси в камере сгорания огневого подогревателя воздушного потока

Д.Н. Кузьмичев 1 , В.Ю. Александров 1 , Ю.М. Егоров 2 *ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва* 2 *МКБ «Горизонт», Дзержинский*

Для обеспечения бесперебойной работы огневого подогревателя (ОП), генерирующего высокоэнтальпийный воздушный поток, моделирующий условия обтекания летательного аппарата (ЛА) при полете вдоль переменной траектории, были проведены комплексные работы для выявления оптимальных условий работы ОП.

К свече зажигания, являющейся одним из основных элементов пусковой системы ОП, предъявляются требования обеспечения надежного запуска камеры сгорания (КС) ОП в широком диапазоне топливных и газодинамических параметров топливовоздушной смеси. Для воспламенения топливной смеси в КС ОП используется воспламенитель, состоящий из электроискровой свечи, электроды

которой выведены в форкамеру, и топливопровод системы впрыска топливовоздушной смеси стехиометрического состава. Форкамера с помощью размещенного в ее корпусе отверстия сообщается с основной КС ОП. Последовательность операций по пуску ОП с использованием данного устройства включает в себя впрыск в форкамеру небольшого количества топливовоздушной смеси стехиометрического состава, подачу на электроды электроискровой свечи импульса напряжения, обеспечивающего электрический пробой между ними и, как следствие, воспламенение находящейся в форкамере обогащенной топливовоздушной смеси. Полученный факел пламени через отверстие в форкамере переносится в основную камеру сгорания, где он используется для воспламенения рабочего потока топливовоздушной смеси.

Недостатком конструкции свечи зажигания является ограниченная надежность воспламенения вследствие конвективного охлаждения ядра воспламенения набегающим потоком топливовоздушной смеси. Кроме того, ограничен рабочий ресурс свечи вследствие интенсивной эрозии внутреннего электрода в зоне пробоя по межэлектродному зазору свечи.

Наиболее близким аналогом предлагаемого технического решения является свеча зажигания на основе СВЧ-разряда, содержащая соосные внешний и внутренний электроды, размещенные с образованием канала для транспортировки СВЧ-излучения от источника в направлении камеры сгорания, и расположенную в указанном канале диэлектрическую вставку, выполненную в форме шайбы, плоской со стороны источника СВЧ-излучения и выпуклой со стороны камеры сгорания. Шайба изготовлена из материала с малыми потерями на рабочей частоте генератора, причем внутренний электрод одним концом подключен к выводу энергии источника СВЧ-излучения, а вторым концом введен в полость камеры сгорания.

При включении источника СВЧ-излучения по каналу, образованному внешним и внутренним электродами, распространяется волна электромагнитного излучения в направлении от источника к камере сгорания. Если мощность источника достаточна для электрического пробоя между внешним и внутренним электродами свечи, то в ее межэлектродном зазоре создается плазма, которая нагревается в результате поглощения излучения и инжектируется в полость камеры сгорания, где служит ядром воспламенения топливовоздушной смеси.

В работе представлены результаты экспериментальной отработки геометрии форкамеры воспламенителя КС ОП, оптимизация

расположения электродов электроискровой свечи. Совместно с МКБ «Горизонт» был проведен комплекс экспериментальных работ по оптимизации и подбора наилучшей конфигурации системы инициирования процесса горения в КС ОП на основе СВЧ-свечи.

Нагреватели газа для гиперзвуковых аэродинамических труб с высокоплотными потоками

А.П. Куршин, Н.И. Батура, А.Ю. Кармадонов *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский*

В середине прошлого века интенсивные усилия по развитию авиационной, космической и ракетной техники в направлении повышения скорости полета летательных аппаратов (ЛА) требовали соответствующего развития наземной экспериментальной базы для аэродинамических исследований моделей ЛА и элементов ГПВРД. В развитых странах были развернуты исследования по разработке новых схем аэродинамических труб (АДТ), способных удовлетворить потребности практики. Появились установки кратковременного действия: импульсные трубы, ударные трубы, трубы Людвига, трубы адиабатического сжатия и др. Однако экспериментальные возможности известных типов гиперзвуковых АДТ (ГАДТ) в настоящее время недостаточны для обеспечения современных потребностей.

В ЦАГИ проводились поиски и разработки других схем ГАДТ с высокоплотными потоками рабочего газа, не загрязненными механическими примесями, с увеличенным давлением газа перед соплом, обеспечивающих продолжительность рабочего режима до 0.1 с и более. В результате были разработаны новые технологии получения высокоплотных гиперзвуковых потоков рабочего газа на основе использования мультипликаторов давления в качестве источников газа для аэродинамических исследований в диапазоне чисел М от 5 до 25 с моделированием условий полета по числам Re, характерным для разрабатываемых и прогнозируемых ЛА различного назначения и элементов ГПВРД.

Исследованы возможности различных схем предлагаемых ГАДТ. Показано, что рассматриваемые АДТ при давлениях торможения p_0 до 1000 МПа, температурах торможения от 300 до 6000 К и более, диаметре потока в рабочей части 1 м, при умеренных параметрах подогревателей для предварительного разогрева газа (температура до 1000–1500 K) обеспечивают возможность проведения аэродинамических испытаний в диапазоне чисел M от 5 до 25

и с числами Re до 10^7 – 10^9 и по своим возможностям существенно превосходят возможности известных схем. Сформирована научная база для создания промышленных ГАДТ под актуальные задачи.

В рассматриваемых гиперзвуковых технологиях нового поколения регенеративные нагреватели газа (РНГ) являются ключевым элементом. Необходимы подогреватели с расходами более чем на порядок выше тех, которые достигнуты в мировой практике при создании РНГ, и мощностями до 3.5 ГВт. В работе приведены новые схемы РНГ, исследованы их возможности и сопоставлены с мировым уровнем достижений. Показано, что предлагаемые РНГ обеспечивают возможность создания РНГ нового поколения, более компактных и простых по конструкции, с существенным расширением применения ГАДТ с РНГ в области с большими числами Re потока, близкими к натурным.

Исследование гидродинамических характеристик эжекторного движителя

А.В. Лавриненко, А.Ю. Яковлев *СПбГМТУ, Санкт-Петербург*

На сегодняшний день гребной винт является наиболее распространенным современным движителем судов и кораблей, а также одним из наиболее эффективных движителей. Однако у гребного винта есть свои недостатки, которые ограничивают область его применения. На основании произведенного анализа можно сделать вывод, что необходимо найти альтернативу гребному винту, которая лишена его недостатков. Такой альтернативой может быть эжекторный движитель, описанный С.В. Куликовым и М.Ф. Храмкиным [1].

Объектом исследований данной работы является разработанный в СПбГМТУ на кафедре ГАММА прототип эжекторного движителя. Эжектор — устройство, в котором происходит передача кинетической энергии от одной среды, движущейся с большей скоростью, к другой. Эжектор, работая по закону Бернулли, создает в сужающемся сечении пониженное давление одной среды, что вызывает подсос в поток другой среды, которая затем уносится и удаляется от места всасывания энергией первой среды [2]. Описанное явление можно использовать для создания полезной тяги. Эжекторный движитель представляет из себя кольцевую насадку, имеющую в разрезе профиль крыла, на внутренней части кольцевой насадки расположено кольцевое сопло, из которого подается жидкость с большой скоро-

стью, в результате чего происходит понижение давление внутри насадки и подсасывается жидкость снаружи.

В работе рассмотрен этап моделирования гидродинамических характеристик изолированного эжекторного движителя, работающего в водной среде. Пропульсивные характеристики разрабатываемого движителя получены в рамках модели вязкой несжимаемой жидкости с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса и уравнения неразрывности. Для их замыкания используется k— ω SST модель турбулентности, начальные параметры которой выбраны согласно [3]. Расчеты выполнены в открытом пакете численного моделирования задач механики сплошных сред ОрепFOAM. Все вычисления проводились на суперкомпьютерном кластере СПбГМТУ. В рамках работы проведено исследования влияния формы насадки эжекторного движителя на создаваемую им тягу. Для двух различных насадок выполнены расчеты тяги движителя при различных скоростях набегающего потока и различных скоростях истечения потока из кольцевого сопла движителя.

Литература

- 1. Куликов С.В., Храмкин М.Ф. Водометные движители (теория и расчет). 3-е изд., перераб. и доп. Л.: Судостроение, 1980.
- 2. Большая советская энциклопедия: [в 30 т.] / гл. ред. А.М. Прохоров. 3-е изд. М.: Советская энциклопедия, 1969—1978.
- 3. Али Рами, Тряскин Н.В. Влияние параметров турбулентности на характеристики переходного режима течения при обтекании профиля NACA 0012 // Морские интеллектуальные технологии, 2019. № 3–2 (45). С. 39–44.

Аэрогазодинамические характеристики двухконтурных сопел современных и перспективных ТРДД с раздельным истечением потоков

Г.Н. Лаврухин, А.П. Быков, М.Г. Лоцманов, А.П. Мазуров, А.П. Падучев, В.А. Талызин, А.В. Шенкин ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Увеличение степени двухконтурности современных и перспективных воздушно-реактивных двигателей требует создания выходных устройств с раздельным истечением потоков I (внутреннего, или газогенераторного) и II (наружного, или вентиляторного) контуров. При этом возрастает роль аэрогазодинамической эффективности двухконтурных сопел при создании как внутренней, так и эффективной тяги турбореактивных двухконтурных двигателей.

Кроме того, хотя выходной импульс реактивных струй I и II контуров – основа создания тяги ТРДД, особенность аэрогазодинамики двухконтурных сопел ТРДД, так же как сопел ТРДД со смешением потоков I и II контуров и обычных звуковых сопел, заключается в том, что они являются источником сопротивления в отличие от традиционных сверхзвуковых сопел, у которых на внутренней поверхности сверхзвуковых створок реализуется эффект прироста тяги двигателя по сравнению с тягой двигателя звуковых сопел.

Ко второй особенности двухконтурных сопел ТРДД относится увеличение числа геометрических параметров (углов сужения, удлинения, отношения площадей проходных сечений) элементов I и II контуров, от которых зависит уровень аэрогазодинамических характеристик сопел.

Третьей особенностью сопел ТРДД с раздельным истечением потоков I и II контуров является отличие давления (или степени понижения давления) в контурах двигателя, что также может отразиться на величине тяги двигателя.

Несмотря на то, что в отечественных и зарубежных публикациях имеются конкретные результаты экспериментальных и численных исследований характеристик сопел ТРДД с раздельным истечением потоков, систематизация отмеченных выше особенностей двухконтурных сопел ТРДД в имеющейся литературе практически отсутствует.

Комплексные расчетно—экспериментальные исследования аэрогазодинамики изолированных двухконтурных сопел с раздельным истечением потоков первого (газогенераторного) и второго (вентиляторного) контуров ТРДД с различной степенью двухконтурности позволили сформулировать следующие общие свойства и особенности изменения их локальных и интегральных характеристик:

- в достаточно широком диапазоне основных геометрических параметров сопел (отношения диаметров, удлинения, углов сужения) можно обеспечить внутренние потери тяги сопел $(M_{\infty}=0)$ на уровне ~ 1 %, а потери эффективной тяги $(M_{\infty}=0.8)$ на уровне ~ 2 % идеальной тяги сопел;
- структура или картина истечения реактивных струй из I и II контуров сопел ТРДД при соответствующих перепадах давления, как в результате визуализации течения, так и по расчету, близка к структуре истечения струи обычного звукового сопла;

- структура истечения струй I и II контуров ТРДД существенно зависит от отношения $\pi_{c \, \text{II}} / \pi_{c \, \text{I}}$ с преобладающим влиянием энергетики второго контура сопла;
- влияние внешнего потока относительно слабо сказывается на изменении структуры течения в струях I и II контуров;
- характерной особенностью двухконтурного сопла является повышенный уровень давления на поверхности газогенераторного контура сопла и центральном теле (стекателе) по сравнению с давлением в окружающей среде как при $M_{\infty} = 0$, так и при $M_{\infty} \neq 0$, что эквивалентно эффекту некоторого «прироста тяги»;
- различное соотношение степени понижения давления внутреннего и наружного контуров сопел ТРДД в пределах ± 25 % слабо сказывается на уровне потерь тяги двухконтурных сопел с раздельным истечением потоков;
- в связи с относительно небольшой ролью I контура ТРДД со степенью двухконтурности m = 6-8 в создании тяги двигателя наличие или отсутствие стекателя (центрального тела) I контура слабо сказывается на уровне потерь тяги сопел;
- в зависимости от степени понижения давления в сопле II контура $\pi_{c\,II}$, формы и относительной толщины пилона, соединяющего ТРДД с летательным аппаратом и конструктивно расположенного в потоке II (вентиляторного) контура ТРДД, как при отсутствии, так и при наличии внешнего потока уровень потерь тяги сопла возрастает дополнительно на $1\%\pm0.5\%$ идеальной тяги сопла;
- результаты расчетов достаточно хорошо согласуются с экспериментом по уровню и характеру поведения интегральных и локальных характеристик сопел в зависимости от изменения основных геометрических параметров сопел, газодинамических параметров струй сопел и внешнего потока.

Проблемы аэрогазодинамики реактивных сопел современных и перспективных летательных аппаратов

Г.Н. Лаврухин¹, А.П. Быков¹, М.Ю. Вовк², М.А. Иванькин¹, А.Н. Крайко³, С.Ю. Крашенинников³, Е.Ю. Марчуков², О.П. Минин⁴, А.П. Мазуров¹, Г.П. Носков¹, К.Ф. Попович⁵, Ю.А. Сорокин⁶, В.А. Талызин¹, Ю.И. Цыбизов⁷, А.В. Шенкин¹ ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский ² ОКБ им. А.М. Люльки, Москва ³ ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва ⁴ ПАО «Туполев», Москва ⁵ ПАО «Корпорация "Иркут"», Москва ⁶ ОКБ Сухого, Москва ⁷ АО «Металлист-Самара», Самара

Обобщены результаты комплексных расчетно-экспериментальных исследований аэрогазодинамических характеристик реактивных сопел современных и перспективных летательных аппаратов (ЛА) за период половины XX века и начала XXI века. Основой обобщения является трехтомное издание «Аэрогазодинамика реактивных сопел», где дан систематический анализ результатов исследований отечественных и зарубежных авторов в области аэрогазодинамики реактивных сопел.

Обобщенные данные, полученные в нашей стране, включают результаты совместных исследований ЦАГИ, ЦИАМ, отечественных самолетных и двигательных фирм в области аэрогазодинамики реактивных сопел.

Рассмотрены физические явления обтекания круглых, плоских, трехмерных хвостовых частей и сопел в компоновках на ЛА, в том числе анализ отрывного обтекания их внешним потоком и условия безотрывного обтекания хвостовых частей.

Сформулированы полученные основные фундаментальные результаты в области аэрогазодинамики реактивных сопел, включая минимально достижимый уровень потерь эффективной тяги, при условии безотрывности обтекания сопел внешним потоком, компоновочный эффект, позволяющий оценить уровень эффективности сопел в различных компоновках силовых установок на ЛА и обеспечить максимум аэрогазодинамической эффективности сопел и др.

Полученные результаты обусловлены повышением требований к многофункциональности и эффективности силовых установок и реактивных сопел. Основным требованием к компоновкам реактивных сопел на ЛА являлось снижение их сопротивления и потерь эффективной тяги двигателей.

Обеспечение этих требований привело к необходимости комплекса расчетных и экспериментальных исследований для реализации максимальной эффективности сопел в компоновках на ЛА. На основе комплексных исследований совместными усилиями коллективов ЦАГИ, ЦИАМ, двигательных и самолетных отечественных фирм были решены основные проблемы аэрогазодинамики реактивных сопел, результаты которых использованы при создании современных отечественных сверхзвуковых самолетов. Для определения характеристик сопел использовались как расчетные, так и экспериментальные методы исследований.

Комплексные исследования аэрогазодинамической эффективности реактивных сопел в компоновках силовых установок на ЛА включали также анализ результатов исследований зарубежных авторов реактивных сопел в компоновках на самолетах F-14, F-15, F-111, B-1A, B-1B, F-117, B-2, YF-22, YF-23.

Обобщение, сравнение и анализ с общих позиций полученных отечественными и зарубежными авторами результатов позволило выявить общие закономерности и особенности изменения аэрогазодинамических характеристик сопел, достигнутые уровни их эффективности и сформулировать условия обеспечения минимальных потерь тяги сопел в компоновках.

Экспериментальные исследования влияния обледенения на аэродинамические характеристики летательных аппаратов

А.В. Левицкий, П.М. Николаев, А.А. Никуленко, А.О. Шардин, А.А. Юстус ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Обеспечение безопасности полета, особенно в сложных метеорологических условиях, в том числе в условиях обледенения, является одной из важнейших проблем современной авиации. В процессе разработки современных пассажирских и транспортных самолетов изучение процессов обледенения на аэродинамических моделях становится актуальной задачей. Для обеспечения экспериментальных исследований в аэродинамических трубах необходимо разработать методику такого эксперимента, реализовать процесс проектирования и изготовления имитаторов, моделирующих лед,

образующийся на передних кромках агрегатов самолета (крыле, хвостовом оперении, лопастях винтов и т.д.) [1].

Рассмотрены вопросы разработки и изготовления имитаторов обледенения для аэродинамических моделей самолетов. Приведены результаты отработки вариантов конструкций накладок, имитирующих обледенение. Представлен разработанный алгоритм формирования математической модели поверхности льда с характерной шероховатостью, учитывая возможность изготовления накладок из фотополимера с использованием аддитивной технологии — стереолитографии [2]. Показана принципиальная возможность реализации различных форм и видов обледенения для экспериментальных исследований аэродинамических характеристик самолетов в дозвуковых аэродинамических трубах [3].

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 19-29-13009).

Литература

- 1. Суслов Ю.В. Летная эксплуатация воздушных судов: учебнометодический комплекс. – Ульяновск: УВАУ ГА (И), 2009. – 162 с.
- 2. Жирихин К.В., Левицкий А.В., Руденко Д.С., Юстус А.А. Применение лазерной стереолитографии при конструировании аэродинамических моделей // Материалы XXI научно-технической конференции по аэродинамике. — М: ЦАГИ, 2010. — С. 84—85.
- 3. Шардин А.О., Левицкий А.В., Никуленко А.А., Николаев П.М., Юстус А.А. Экспериментальное определение характеристик фотополимеров для изготовления имитаторов обледенения аэродинамических компоновок ЛА // Материалы XII межрегиональной отраслевой научнотехнической конференции. Екатеринбург, 2020. С. 168–169.

Численное моделирование гидродинамических характеристик крыла, движущегося под свободной поверхностью

М.А. Ливеринова, Н.В. Тряскин *СПбГМТУ, Санкт-Петербург*

При увеличении скорости судна его сопротивление увеличивается пропорционально квадрату скорости, что ведет к увеличению мощности и веса пропульсивной установки. Уменьшение сопротивления может быть достигнуто разными способами: использование эффектов динамического или статического поддержания либо проектирование корпуса судна таким образом, чтобы уменьшить

сопротивление. Суда на подводных крыльях относятся к судам с динамическим принципом поддержания и обладают рядом достоинств: высокая скорость, маневренность, простота в эксплуатации, но недостатком является неустойчивость на волнении и недостаточное теоретическое исследование изменения гидродинамических характеристик в зависимости от параметров движения.

Приближение крыла к свободной поверхности сопровождается волнообразованием, которое способствует изменению распределения давлений по поверхности крыла, величины подъемной силы и сопротивления. На сегодняшний день Российская Федерация возобновила выпуск скоростных судов на подводных крыльях для Черноморского побережья. Суда на подводных крыльях на стадии проектирования требуют оценки гидродинамических характеристик в зависимости от скорости движения, глубины погружения и угла атаки крыла.

Объектами исследования являются крылья трех профилей в плане: сегментный (рис. 1*a*), симметричный (рис. 1*b*) и Вальхнера (рис. 1*b*), движущиеся под свободной поверхностью. Проведена верификация и валидация предложенной в [1] математической модели, основанной на численном решении уравнений движения вязкой несжимаемой жидкости и неразрывности, осредненных по Рейнольдсу, на поставленной задаче. Результаты сравниваются с экспериментальными данными в бассейне и потенциальным решением. Получены зависимости коэффициентов подъемной силы, сопротивления и качества крыла от исследуемых параметров, построены коэффициенты давления и поля скоростей и давлений для анализа обтекания профилей. Для оценки вопросов ходкости и остойчивости построен волновой профиль при движении крыла под свободной поверхностью. Рассмотрено влияние параметров движения на образуемую профилем волновую систему.

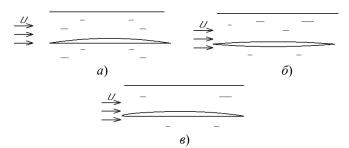


Рис 1. Профили крыла под свободной поверхностью: сегментный (a), симметричный (δ), Вальхнера (ϵ)

Литература

1. Али Р., Тряскин Н.В. Численное изучение влияния начальных турбулентных параметров на переходный режим над плоским крылом // Труды Института системного программирования РАН, 2019. – Т. 31, № 6. – С. 203–214

Построение оптимальной формы носовой части тела вращения при трансзвуковых скоростях

А.П. Мазуров, С.А. Таковицкий ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Рассмотрена задача о построении носовой части тела вращения, имеющей при заданных габаритных ограничениях минимальное аэродинамическое сопротивление в трансзвуковом диапазоне скоростей полета. Поиск оптимальной формы тела основан на подходах локальной линеаризации, реализованных в рамках модели Навье—Стокса и обеспечивающих сходимость и уменьшение числа прямых расчетов процесса численной оптимизации при большом числе геометрических параметров (~ 100). В качестве целевой функции принимается коэффициент сопротивления носовой части, включающий силы давления и трения.

Процесс построения оптимального контура тела является итерационным и состоит из двух этапов. На первом этапе выполняется поиск минимума целевой функции для приближенного контура с известным распределением давления на нем. При анализе особенностей целевой функции используется локальная линеаризация изменения давления на *n*-м отрезке образующей с изменением радиусов в соседних поперечных сечениях. Целевая функция аппроксимируется зависимостью, имеющей порядок выше второго, от геометрических параметров.

На втором этапе выполняются численные расчеты, в которых осуществляется проверка найденной вариации. Задаются несколько шагов в заданном направлении спуска, строятся носовые части, для каждой из которых определяется поле течения и лобовое сопротивление. Результатом поиска минимума функции одной переменной является выбор шага, соответствующего минимуму сопротивления. Анализ, основанный на локальной линеаризации, дополнен прямой вариацией радиуса переднего торца. Затем процесс повторяется до тех пор, пока значения коэффициента сопротивления носовой части не перестанут зависеть (в пятом знаке) от номера итераций.

Определяющими параметрами задачи являются число Маха ${\rm M}_{\infty}$ и посчитанное по длине носовой части число Рейнольдса ${\rm Re}_L$, характеризующие условия в набегающем потоке, и основные геометрическая характеристика — удлинение $\lambda = L/D$, (где L — длина носовой части, D — диаметр миделя носовой части). Носовая часть обтекается под нулевым углом атаки. Предполагается, что по всей поверхности тела пограничный слой турбулентный.

Численный расчет поля течения около носовой части выполняется на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса, записанных в произвольной системе криволинейных координат. Для численного интегрирования уравнений движения применяется неявная разностная схема Бима—Уорминга 2-го порядка аппроксимации по пространственным переменным. Турбулентная вязкость вычисляется по алгебраической модели турбулентности Болдина—Ломакса. При расчетах к носовой части пристыковывалась цилиндрическая хвостовая часть длиной 5.5L (в методических расчетах установлено, что этой длины достаточно, чтобы граничные условия на правой выходной границе расчетной области не влияли на поле течения около носовой части).

Расчеты полей течения около носовых частей проводились на неоднородной разностной сетке 251×151 со сгущением узлов в окрестности торца как в продольном, так и в поперечном направлениях. Поиск оптимальной формы носовой части с удлинением $\lambda=0.867$ выполнен при $M_\infty=0.9$ и $Re_L=2\cdot10^7$. Форма носовой части определялась набором из N=73 точек. Построено три варианта носовой части: одна из них получена при оптимизации без ограничений, две других — с дополнительными ограничениями на кривизну контура около торца и в окрестности стыка с цилиндрической хвостовой частью. Как показали расчеты, в двух последних случаях выигрыш в сопротивлении по сравнению с сопротивлением носовой части, имеющей форму полукаверны Рябушинского, меньше, чем в случае безусловной оптимизации.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 19-01-00671).

Структура течения за некоторыми видами местных сопротивлений в каналах круглого сечения

А.Н. Михеев, В.М. Молочников, А.А. Паерелий ИЭПТ ФИЦ КазНЦ РАН, Казань

Приводятся результаты экспериментальной проверки предложенного авторами подхода к изучению течения газа в круглых каналах полевым методом, основанным на использовании аналога камеры Эйфеля. На классическом примере полностью развитого потока в круглой трубе показана удовлетворительная воспроизводимость и адекватность представленного метода. Показаны возможности использования метода оценки параметров потока в круглой трубе за местным сопротивлением.

Предложенный подход основан на использовании камеры Эйфеля, которая аналогична закрытой испытательной секции аэродинамической трубы. Он позволяет измерять параметры потока в круговых каналах без каких-либо оптических искажений, вызванных изогнутыми стенками труб. Результаты испытаний представляются в виде данных о структуре за затвором при разных коэффициентах перекрытия канала, а также для горизонтального и вертикального положения заслонки.

Данные о картине течения за местным сопротивлением в виде имитатора задвижки были получены для коэффициентов перекрытия 25, 50 и 75 %. Эти данные включали профили осредненных продольной и поперечной компонент скорости, их среднеквадратичных отклонений, а также рейнольдсовых напряжений. Кроме того, рассматривалось влияние турбулизатора.

Было показано, что заслонка, установленная перпендикулярно плоскости измерений, оказывает существенно меньшее влияние на равномерность распределения профиля скорости в этой плоскости по сравнению с заслонкой, установленной параллельно плоскости измерений, где наблюдается существенная асимметрия профиля.

Анализ профилей среднеквадратичных отклонений продольной и поперечной компонент скорости показал, что установка за местным сопротивлением турбулизатора и проставки между ними приводит к практически полному исчезновению как продольных, так и поперечных пульсаций скорости по сравнению с потоком без турбулизатора.

Исследование выполнено при поддержке РФФИ (проект 18-48-160046) при частичном использовании результатов по гидродинамике за турбулизатором, полученных при поддержке РНФ (проект 19-19-00355).

Эволюция турбулентности в динамически неравновесном течении

Н.И. Михеев, Р.Р. Шакиров ИЭПТ ФИЦ КазНЦ РАН, Казань

Представлены результаты исследования гидродинамических процессов в условиях динамической неравновесности течения, вызванной изменяющимся относительным продольным градиентом давления. Выполнен совместный анализ экспериментальных данных по турбулентности потока в стационарных градиентных и нестационарных (пульсирующих) канальных течениях. Локальный или мгновенный градиент давления характеризовался параметром равновесия Клаузера. Профили характеристик турбулентности обобщены в координатах закона стенки с использованием динамической скорости, усредненной по текущей координате (в стационарном случае) или фазе пульсаций. Экспериментально установлено, что подобие градиентных течений по локальному или мгновенному параметру Клаузера не обеспечивает подобия профилей характеристик турбулентности в пограничном слое градиентного течения.

Установлена высокая чувствительность энергии турбулентности в пограничном слое градиентного течения к темпу изменения параметра Клаузера. Механизм его влияния связан с тем, что для перехода из одного состояния динамического равновесия в другое требует-СЯ некоторое время для перестройки профилей рейнольдсовых напряжений и других характеристик турбулентности потока под изменяющийся по пространству или времени параметр Клаузера. Порядок времени перестройки пропорционален интегральному масштабу и толщине слоя с наиболее высокой энергией турбулентных пульсаций и обратно пропорционален среднеквадратичной скорости пульсаций поперечной компоненты скорости. Другими словами, это время, за которое в области интенсивной турбулентности вихревые структуры буферного слоя с масштабом порядка расстояния до стенки могут пройти как минимум расстояние порядка толщины этого слоя со скоростью порядка среднеквадратичной скорости пульсаций поперечной компоненты скорости. Оценена граница скорости изменения параметра Клаузера между равновесным и динамически неравновесным течением с положительным градиентом давления.

В динамически неравновесном пограничном слое с положительным градиентом давления экспериментально установлено повышение энергии турбулентных пульсаций, достигающее четырехкрат-

ного увеличения по сравнению с безградиентным течением. Кратно увеличивается и толщина самого слоя с высокой энергией турбулентных пульсаций, достигая в координатах закона стенки толщины более 100 единиц. В этом слое интенсивность турбулентных пульсаций медленно уменьшается с увеличением расстояния от стенки, а при некоторых условиях даже увеличивается с образованием максимума пульсаций аномально далеко от стенки, на расстоянии более 100 вязких единиц. Предложен механизм такого аномального распределения турбулентных пульсаций.

Работа выполнена при поддержке РНФ (проект 19-19-00355) при частичном использовании для сравнительного анализа результатов по отрыву потока, полученных при поддержке РФФИ (проект 19-08-00421).

Закономерности формирования вихревых структур за препятствиями в канале на режимах ламинарно-турбулентного перехода

В.М. Молочников 1,3 , А.Б. Мазо 2 , Е.И. Калинин 2 , А.А. Паерелий 1 , М.А. Клюев 3 1 ИЭПТ ФИЦ КазНЦ РАН, Казань, 2 Казанский (Приволжский) федеральный университет, Казань 3 КНИТУ–КАИ. Казань

На основе обобщения выполненных авторами экспериментальных исследований и прямого численного моделирования выявлены общие закономерности формирования вихревой структуры течения за препятствиями в канале прямоугольного поперечного сечения на режимах перехода к турбулентности. Канал имел высоту 20 мм и ширину 50 мм. В качестве препятствий рассматривались полуцилиндрический выступ на стенке канала и круговой цилиндр, который устанавливался на различных расстояниях от стенки. Высота полуцилиндрического выступа h и диаметр цилиндра d составляли 3 мм. Исследования проводились в диапазоне чисел Рейнольдса Re = 60-300, рассчитанных по высоте препятствия. Выполнялась визуализация течения и измерения мгновенных векторных полей скорости потока в следе препятствия при помощи метода SIV. Прямое численное моделирование проводилось на основе решения трехмерных нестационарных уравнений Навье-Стокса в пакете ANSYS Fluent 14.5. Выполнена верификация численной процедуры.

По результатам физического эксперимента и численного моделирования составлена полная картина формирования вихревой структуры течения за препятствиями в канале. Установлено, что наличие боковых стенок канала приводит к формированию в рециркуляционной области за препятствием спирального движения жидкости от боковых стенок канала к его центру независимо от расположения препятствия относительно нижней стенки канала. Спиральное движение напоминает два горизонтальных смерча, двигающихся за препятствием навстречу друг другу. За препятствием, установленным на стенке канала, при достижении критического числа Рейнольдса Re≈ 190 формируются трехмерные крупномасштабные вихревые структуры, локализованные вблизи плоскости симметрии канала. С ростом числа Рейнольдса угловые вихри сохраняются, однако их пространственный масштаб уменьшается, а зона начала формирования вихревых сгустков смещается в сторону выступа. Процесс сопровождается дроблением крупных вихрей на более мелкие структуры, усиливаются пульсации потока, течение в следе за препятствием ниже линии присоединения приобретает черты турбулентного режима.

С увеличением зазора между препятствием и стенкой канала число Re начала формирования вихрей Кармана снижается от Re ≈ 160 (зазор $\delta = h/2$) до Re ≈ 90 (цилиндр установлен симметрично относительно верхней и нижней стенок канала). Вихри Кармана с удалением от цилиндра принимают сложную подковообразную форму. Установлена природа спирального движения: за препятствием вблизи боковых стенок канала образуются зоны пониженного давления, что сопровождается движением жидкости в поперечном направлении к центру канала. При всех вариантах расположения препятствия зависимость коэффициента сопротивления от числа Re является немонотонной и имеет участок локального роста в области 250 < Re < 315.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 20-08-00621) (эксперимент) и РНФ (проект 20-61-47068) (численное моделирование).

Электризация парогазовых кавитационных пузырьков при скольжении цилиндра по твердой поверхности в гидрофобной жидкости

А.А. Монахов, И.Л. Панкратьева, В.А. Полянский НИИ Механики МГУ, Москва

Работа посвящена вопросам, связанным с экспериментальным исследованием образования трехфазных кавитационных пузырьков в гидрофобной жидкости типа углеводородных смазочных масел при скольжении цилиндрического тела по твердой поверхности. Определена структура кавитационных пузырьков. На границе раздела газа и гидрофобной жидкости впервые обнаружены микрокапли из сконденсированных паров воды с положительным электрическим зарядом поверхности, при этом оболочка кавитационного пузырька имеет отрицательный заряд. Каждый такой кавитационный пузырек индуцирует свое электрическое поле за счет поверхностных зарядов границ раздела. Установлено влияние полей соседних пузырьков на перемещение микрокапли воды. Наличие электрического поля у пузырьков может приводить к их отталкиванию или объединению. Впервые зарегистрирована электролюминесценция, возникающая при объединении пузырьков. Факт обнаружения в кавитационных пузырьках микрокапель из сконденсированных паров воды может представлять интерес для многих технических устройств и технологических процессов, где используется смазка, а также для различных областей медицины и биологии.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (проект 19-01-00056).

Определение характеристик неклассического судового движителя типа «поршневой насос» с помощью современных средств вычислительной гидродинамики

К.Д. Овчинников, А.Ю. Яковлев *СПбГМТУ, Санкт-Петербург*

Работа посвящена анализу возможности применения на современных судах неклассического движителя типа «поршневой насос».

Движитель типа поршневой насос представляет собой цилиндр большого диаметра, в котором путем передвижения поршня создается повышенное внутреннее давление, под действием которого выталкивается струя воды и создается полезная тяга.

Для решения поставленной задачи используется комплекс вычислительной гидродинамики с открытым кодом OpenFOAM. Данный комплекс свободно распространяется и имеет большую номенклатуру решаемых задач.

Работа выполняется в несколько этапов. Сначала поставленная задача решается в двухмерной постановке для отработки алгоритмов и схем численного моделирования. После получения положительных результатов задача решается в трехмерной постановке. Производится анализ получаемых данных: тяга движителя, силы, действующие на поршень, перепады давлений внутри цилиндра. На последнем этапе производится перебор различных параметров размеров элементов движителя для комплексного анализа их влияния на характеристики движителя.

Для решения поставленной задачи используется решатель over-PimpleDyMFoam. Данный решатель используется при решении однофазных задач с использованием метода перекрывающихся сеток. Метод предполагает наличие двух сеток: основной и рабочей. В рабочей сетке располагается объект, которому может быть задано произвольное движение или расположение на основной сетке. Путем интерполяции данных в точках перекрытия сеток система работает как единое целое.

По результатам проведенной работы получены зависимости полезной тяги от диаметра и длины цилиндра, частоты и амплитуды хода поршня, а также скорости набегающего потока.

Дополнительно произведена приближенная оценка эффективности движителя. Для этого произведен подробный анализ сил и моментов, действующих на поршень, что позволило оценить фактическую работу движителя.

Параметрические исследования обтекания высоконесущего крылового профиля с комбинированной энергетической системой увеличения подъемной силы крыла

О.В. Павленко, А.В. Петров, Е.А. Пигусов ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

На основании анализа существующих результатов экспериментальных исследований различных типов энергетических систем увеличения подъемной силы крыльев установлено, что наиболее эффективной является система управления пограничным слоем (УПС)

путем тангенциального выдува струи сжатого воздуха на верхнюю поверхность простого нещелевого поворотного закрылка в сочетании с обдувом крыла струями от воздушных винтов (ОВВ) [1], которая может быть использована, в частности, на самолете с распределенной силовой установкой. Применение распределенной силовой установки, состоящей из ряда воздушных винтов, расположенных по всему размаху крыла, в сочетании с системой УПС на закрылках и зависающих элеронах может обеспечить более высокий уровень несущих свойств крыла по сравнению с известными способами.

В данной работе приведены результаты расчетов двумерного обтекания крылового профиля (2D RANS) со схематизированной комбинированной системой, состоящей из активного диска, моделирующего воздушный винт, и системы УПС на закрылке. В работах [2, 3] была показана удовлетворительная сходимость результатов расчетов с экспериментальными данными, полученными при испытаниях крылового профиля с системой тангенциального выдува на простой поворотный закрылок.

Целью данных расчетов является оценка влияния параметров на эффективность комбинированной системы: диаметра и тяги винта, его положения по длине и по высоте относительно хорды профиля при различных углах отклонения закрылка и интенсивности выдува на него. Наряду с этим основным вариантом рассмотрено влияние обдува струями от «винтов» на аэродинамические характеристики исходного профиля с неотклоненной механизацией, с выдвижным щелевым закрылком, а также с системой управления циркуляцией путем тангенциального выдува струи на скругленную заднюю кромку профиля.

Параметрические расчетные исследования обтекания высоконесущего крылового профиля, проведенные при различных величинах относительного диаметра воздушного винта, моделируемого «активным» диском, и его положения относительно профиля, подтвердили эффективность комбинированной системы увеличения подъемной силы, сочетающей УПС и ОВВ, по сравнению с обдувом профиля с управлением циркуляцией скорости путем тангенциального выдува струи на его скругленную заднюю кромку, а также с обдувом профиля со щелевым выдвижным закрылком Фаулера.

Целесообразно продолжить исследования по оптимизации параметров комбинированной системы УПС/ОВВ, а также по разработке типа и параметров щелевой механизации крыла, обеспечивающей эффективное отклонение струи от винта с целью существенного повышения полъемной силы.

Литература

- 1. Петров А.В. Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 736 с.
- Павленко О.В., Пигусов Е.А. Численное исследование особенностей обтекания отсека крыла с системой тангенциального выдува струи на закрылок // Автоматизация. Современные технологии, 2018. Т. 72, № 4. С. 166–171.
- Павленко О.В., Пигусов Е.А. Валидация численных исследований отсека крыла со струйной механизацией // Материалы XVIII международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики», г. Евпатория, 2018. – С. 113–114.

Результаты испытаний в аэродинамической трубе модели отсека крыла с обдувкой винтами электрической распределенной силовой установки

А.В. Редькин, А.И. Дунаевский, В.И. Бузулук, Р.П. Васильев *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский*

В 2019 г. был завершен цикл испытаний в аэродинамической трубе ЦАГИ АДТ-102 модели отсека крыла «Вихрь» с распределенной электрической силовой установкой, использующей обдув крыла для увеличения подъемной силы. Цель проведенных исследований — обеспечение создания нового поколения самолетов короткого взлета и посадки (КВП) для решения проблемы транспортной доступности населения удаленных регионов РФ.

Основная особенность конструкции модели «Вихрь» — возможность изменения большого количества ее геометрических параметров и создания разных конфигураций для испытаний, отличающихся профилем носовой части, углом положения оси двигателей относительно хорды, положением установки закрылка, количеством и диаметром винтов для обдувки.

Модель и винты обдувки спроектированы и изготовлены НПК ЦАГИ при участии специалистов НИО-10 и НИО-1. Мощность электродвигателей, размеры модели отсека крыла, диаметры винтов по своим значениям близки к проектируемому демонстратору технологий, который планируется создать на следующем этапе работ для проведения комплексных испытаний и отработки конструктивных решений реализации данной концепции.

Подача электроэнергии для электродвигателей распределенной силовой установки осуществлялась от регулируемых блоков питания ИПС 6000-380/48В-120А-3U R (максимальное напряжение 56 В, ток 120 A), работающих от стационарной сети (380 В) и обеспечивающих режим поддержания постоянного заданного напряжения при изменении значения потребляемого тока в зависимости от нагрузки. Основные данные по значениям рабочего напряжения, потребляемого тока, оборотов двигателей выводились и фиксировались на компьютере в общих протоколах вместе с аэродинамическими характеристиками.

Дополнительно были проведены испытания одиночного электродвигателя с винтом, установленным на мотораме и крестообразной державке, закрепленной на лентах аэродинамических весов. Такие испытания позволили получить значения тяги винтов на скоростных режимах и углах атаки, аналогичных тем, на которых испытывалась модель «Вихрь». Полученные значения тяги позволяют в первом приближении определить значение коэффициента обдувки крыла B, а также зависимость полученных значений C_y от B.

Испытания модели «Вихрь» выполнялись в 2 основных конфигурациях с 3 винтами диаметром 380 мм и 4 винтами диаметром 305 мм, при скоростях потока $V_{\rm II}$ от 10 до 40 м/с, в диапазоне углов атаки от -10° до 24°. Угол положения оси винтов при испытаниях устанавливался в диапазоне от 0 до -30° , угол положения закрылка (типа Фаулер) $\delta_{\rm зак} = 0$, 15°, 25°, 35° и 40°.

В результате анализа результатов испытаний были получены оптимальные зависимости между геометрическими и мощностными параметрами распределенной силовой установки для достижения максимального эффекта обдува. Сравнение полученных значений C_y при одинаковых условиях эксперимента ($V_{\rm II}=30~{\rm M/c},~\delta_{\rm 3ak}=40^{\circ}$) и разных положениях оси винта относительно хорды (0, $-10^{\circ},~-20^{\circ}$) позволило сделать вывод, что максимальное значение C_y достигается, если значение угла положения оси винта находится в диапазоне от -10° до $-15^{\circ},$ что также подтверждается результатом расчетных исследований.

Анализ результатов испытаний модели «Вихрь» в конфигурации с 3 винтами диаметром 380 мм и в конфигурации с 4 винтами диаметром 305 мм показал, что при равной суммарной мощности, затрачиваемой электродвигателями РСУ, больший эффект обдува достигается с винтами 380 мм.

Выполнено сравнение результатов испытаний с расчетными значениями, полученными с применением аналитических уравнений, а также с результатами компьютерного моделирования аналогичных случаев обтекания отсека крыла с обдувом в системе ANSYS CFX. Проведенная работа позволила уточнить и выполнить корректировку расчетных методов проектирования и оценки аэродинамических характеристик самолетов КВП, использующих увеличение подъемной силы крыла путем его обдува винтами распределенной силовой установки.

Оптимизация основных параметров и выбор компоновочных решений концепции преобразуемого ЛА с многовинтовой несущей системой и гибридной силовой установкой

А.В. Редькин, К.Г. Косушкин, А.И. Дунаевский, С.Ю. Цюцюра, Н.Д. Гвоздев, С.Ф. Егошин ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Основная цель разработки новой концепции преобразуемого летательного аппарата ЛА с применением гибридной силовой установки (ГСУ) и многовинтовой несущей системы — обеспечить достаточно высокий уровень надежности и безопасности полетов при перевозке пассажиров при более высоких значениях крейсерской скорости (более 350 км/ч), дальности с полной полезной нагрузкой 19 пассажиров (не менее 1400 км), экономичности, чем для существующих и эксплуатируемых вертолетов Ми-8, Ми-17 и самолетов Л-410.

На заключительном этапе выполненной научно-исследовательской работы были подведены итоги анализа, выбраны наиболее рациональные решения и параметры для преобразуемого ЛА, оснащенного ГСУ с останавливаемыми и убираемыми подъемными винтами (ПВ), по следующим направлениям, определяющим облик ЛА:

- аэродинамический облик и общая компоновка аппарата;
- конструктивно-силовая схема (КСС), конструкция элементов крепления и уборки подъемных винтомоторных групп (ВМГ);
- принципиальная схема ГСУ.

В разделе аэродинамической компоновки рассмотрены варианты и выбрана компоновка преобразуемого ЛА с расположением подъемных ВМГ на концах крыла (попарно), убираемых путем поворота консольных балок внутрь специальных обтекателей с предварительно сложенными ПВ

Выполненный расчет аэродинамических характеристик C_x , C_y с применением программного комплекса ANSYS CFX для крейсерской конфигурации подтвердил, что при крейсерской скорости V=400 км/ч и угле атаки $\alpha=6.3^\circ$ качество K=10.2, а на скорости V=360 км/ч преобразуемый ЛА будет лететь с качеством K=10.4, близким к максимальному.

Исследованы значения отношения коэффициента тяги подъемного винта к коэффициенту заполнения C_t / σ для двухлопастных ПВ на переходном режиме – при увеличении скорости преобразуемого ЛА от 0 до 185 км/ч, когда крыло начинает создавать достаточную для крейсерского полета подъемную силу. В результате был сделан вывод, что при заданной нагрузке на ометаемую винтами площадь в 95 кг/ 2 управление рассматриваемым преобразуемым ЛА только с помощью изменения оборотов ПВ фиксированного шага невозможно и существует необходимость управления общим шагом ПВ.

Сделана проработка конструктивно-силовой схемы преобразуемого ЛА, в частности новых элементов конструкции, обеспечивающих закрепление, а также уборку подъемных ВМГ в специальные обтекатели. В результате получены потребные размеры сечений и толщина стенок для нескольких вариантов материалов, построена 3D модель. С применением системы ABAQUS выполнено моделирование заданных нагрузок для вариантов материалов с разной толщиной стенки. Определена масса возможных вариантов исполнения элементов конструкции из разных материалов и выбран наиболее рациональный.

Результаты расчета из разных модулей (аэродинамическая компоновка и характеристики, КСС, прочность, весовая сводка) с учетом взаимного влияния позволяют получить решение весового уравнения для дальности в 1400 км при полной нагрузке в 19 пассажиров и крейсерской скорости 360 км/ч. В итоге с учетом выполненных расчетов по увеличению массы фюзеляжа, оперения, шасси, нового крыла с элементами конструкции несущей системы получена взлетная масса преобразуемого ЛА для вертикального взлета — 12677 кг.

Результат экспертной оценки уровней готовности технологий (УГТ) по аэродинамической компоновке, КСС и ГСУ определен как переходный от УГТ 2 к УГТ 3, т.к. есть аналитические подтверждения функциональных возможностей концепции. Расчет экономических характеристик проекта показал, что преобразуемый ЛА, эксплуатируемый с вертолетных площадок, может быть эффективен и позволит экономить время и средства в регионах

с неразвитой или деградировавшей сетью аэродромов, где требуется новое капитальное строительство или реконструкция большого количества аэродромов.

Упрощенная модель искусственной вязкости для подавления ударно-волновой неустойчивости в методах типа Годунова

А.В. Родионов *РФЯЦ–ВНИИЭФ, Саров*

В настоящее время в вычислительной газовой динамике широко используются методы (схемы) сквозного счета, базирующиеся на точном или приближенном решении задачи Римана. Такие методы называют противопотоковыми методами или методами типа Годунова. Обладая многими достоинствами, они имеют и изъяны, среди которых наиболее значительным является феномен «карбункула» [1, 2], также называемый ударно-волновой неустойчивостью.

В работе [3] был предложен и опробован новый метод решения проблемы «карбункула» – метод искусственной вязкости. Идея метода заключается в том, что на фронте ударной волны в базовый метод решения уравнений Эйлера добавляется некоторое количество диссипации в форме правых частей уравнений Навье-Стокса. При этом коэффициент физической вязкости заменяется коэффициентом искусственной вязкости. Такой метод является внешним по отношению к конкретной схеме и не меняет алгоритм расчета «невязких» потоков.

В работах [4–6] метод искусственной вязкости прошел всестороннее тестирование на схемах первого порядка точности. При этом была скорректирована формула для коэффициента искусственной вязкости и были выбраны входящие в нее свободные коэффициенты, обеспечивающие подавление неустойчивости в решении двумерных и трехмерных задач. В работах [6–8] метод искусственной вязкости был адаптирован к схемам типа Годунова повышенной точности.

Включение разработанного метода в уже существующие газодинамические коды легко реализуемо в случае наличия в этих кодах решателей уравнений Навье-Стокса. Однако если они ориентированы только на решение уравнений Эйлера, то кодирование всех членов правых частей уравнений Навье-Стокса только для цели подавления численной неустойчивости на фронте ударной волны

представляется избыточным. В данной работе предлагается альтернативная форма искусственной вязкости, которая, будучи существенно более простой, по своей эффективности сопоставима с оригинальной, базовой формой.

Литература

- Peery K.M., Imlay S.T. Blunt body flow simulations // AIAA Paper 88-2924, 1988.
- 2. Quirk J.J. A contribution to the great Riemann solver debate // Int. J. Numer. Meth. Fluids, 1994. Vol. 18. Pp. 555–574.
- 3. Родионов А.В., Тагирова И.Ю. Искусственная вязкость в схемах типа Годунова как метод подавления «карбункул»-неустойчивости // ВАНТ, серия: Математическое моделирование физических процессов, 2015. Вып. 2. С. 3–11.
- Rodionov A.V. Artificial viscosity in Godunov-type schemes to cure the carbuncle phenomenon // J. Comput. Phys., 2017. – Vol. 345. – Pp. 308–329.
- Родионов А.В. Применение искусственной вязкости для борьбы с численной неустойчивостью типа «карбункул». Препринт РФЯЦ–ВНИИЭФ № 115-2017. Саров: РФЯЦ–ВНИИЭФ, 2017.
- 6. Rodionov A.V. Artificial viscosity to cure the carbuncle phenomenon: the three-dimensional case // J. Comput. Phys., 2018. Vol. 361. Pp. 50–55.
- 7. Родионов А.В. Искусственная вязкость для подавления ударно-волновой неустойчивости в схемах типа Годунова повышенной точности. Препринт РФЯЦ–ВНИИЭФ №116-2018. Саров: РФЯЦ–ВНИИЭФ, 2018.
- 8. Rodionov A.V. Artificial viscosity to cure the shock instability in high-order Godunov-type schemes // Computers and Fluids, 2019. Vol. 190. Pp. 77–97.

Влияние давления в камере сгорания на характеристики факела распыливания, создаваемого пневматической форсункой

А.А. Свириденков ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Для исследования влияния давления и скорости воздуха на характеристики факела распыливания, создаваемого пневматической форсункой, состоящей из центробежной форсунки и внешнего воздушного завихрителя, использовалась математическая модель движения пленки в криволинейной системе координат, связанных с поверхностью пленки. В [1] с использованием этой модели проведено исследование характеристик факела распыливания за центробежными форсунками при повышенном давлении в камере сгорания,

которое показало, что повышение давления в камере сгорания существенным образом изменяет характеристики факела распыливания по сравнению с наблюдаемыми при атмосферном давлении. Повышение давления увеличивает толщину пленки топлива и уменьшает угол распыливания факела. Это может приводить к увеличению среднего, осредненного по Заутеру, диаметра капель в факеле распыленного центробежной форсункой топлива.

В данной работе исследовался только полностью раскрытый конусный факел распыливания. Особенно интересно проследить влияние давления на распад жидкой пленки для малых расходов топлива, когда пленка на выходе центробежной форсунки имеет форму луковицы или тюльпана. С этой целью были проведены расчеты течения жидкой пленки топлива, выходящей из центробежной форсунки и попадающей в закрученный воздушный поток. Влияние давления окружающей среды на форму и скорость движения пленки топлива исследовалось для типичных скоростей топлива и воздуха в камере сгорания. Перепад давления на воздушном завихрителе форсунки поддерживался постоянным. Считается, что с увеличением давления размеры капель должны непрерывно падать, т.к. с увеличением давления растет сила аэродинамического воздействия на капли. Однако высокое давление является причиной меньшего объема факела распыливания и увеличения вероятности столкновения капель внутри факела. Это слияние капель, в конечном счете, становится доминирующим при дальнейшем увеличении давления среды. Также при увеличении давления расстояние, где происходит распад жидкой пленки на капли, приближается к соплу форсунки, где толщина пленки максимальна. Это приводит к образованию крупных капель. Проведенные расчеты показали, что в рассматриваемом течении основные изменения формы факела происходят при увеличении давления среды с 1 до 2 бар. Его поперечный размер уменьшается более чем в два раза, и он принимает волновую форму. Дальнейшее увеличение давления окружающей среды до 25 бар приводит к уменьшению амплитуды колебаний факела и росту частоты его колебаний. Также было показано, что, в отличие от случая чисто центробежной форсунки, повышение давления окружающей среды не оказывает существенного влияния на толщину пленки топлива и скорости ее движения. Проведено сравнение результатов расчетов с известными экспериментальными данными.

Литература

 Свириденков А.А., Третьяков В.В. Характеристики факела распыливания за центробежными форсунками при повышенном давлении в камере сгорания // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение, 2016. – Т. 15, № 4. – С. 143–149. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-143-149

Методы обеспечения надежности работы генераторов высокоэнтальпийных воздушных потоков

Д.И. Серебряков, В.Ю. Александров, И.М. Гришин, М.А. Ильченко, Д.Н. Кузьмичев ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

При проведении высотных испытаний для генерации воздушного потока, моделирующего условия обтекания летательного аппарата (ЛА), применяются специальные генераторы высокоэнтальпийного потока воздуха — огневые подогреватели (ОП), в которых осуществляется сжигание какого-либо горючего вещества в обогащенном кислородом воздухе. При проведении высотных испытаний ЛА на режимах обдува свободным потоком моделирующих длительный полет вдоль непрерывно меняющейся траектории были зарегистрированы высокочастотные сигналы пульсаций давления в высокотемпературных потоках продуктов сгорания в КС ОП.

Для повышения надежности работы ОП и расширения диапазона рабочих температур процесса горения в КС ОП при проведении длительных высотных ресурсных испытаний требовалось обеспечить тепловую защиту огневого днища ФУ и начального участка КС ОП от перегрева.

Данные испытаний были использованы для расчетов температуры потока в зонах обратных токов, присоединенных к огневой поверхности ФУ. Установлено, что при горении метана температура продуктов сгорания в этих зонах существенно превышает заданную расчетную температуру в камере сгорания (КС) ОП обеспечивающую требуемую скорость обтекания ЛА. Результаты расчетов использовались для конструктивной разработки и изготовления охлаждаемого фронтового устройства (ФУ), ОП обеспечивающего защиту огневого днища ФУ и начального участка КС ОП от перегрева.

Помимо задачи тепловой защиты конструкции ОП обеспечение устойчивости горения в КС ОП является необходимым условием

безаварийности проведения испытаний и достоверности их результатов. Данные испытаний КС ОП без охлаждаемого ФУ были использованы для исследования влияния режимов горения с переменными параметрами на акустические характеристики КС ОП. Спектральный анализ сигналов пульсаций давлений с использованием алгоритмов быстрого преобразования Фурье показал, что амплитудно-частотный спектр содержит доминирующие дискретные составляющие, на режимах с постоянными температурой и давлением в КС ОП. Каждому такому режиму в КС ОП соответствуют точки траектории полета ЛА с фиксированными значениями чисел Маха и высоты. Также измерены трехмерные спектры пульсаций давлений. Такое представление спектров сигналов позволило более наглядно проследить развитие процесса горения при переходе от одной точки траектории полета ЛА к другой.

После изготовления КС ОП с охлаждаемым ФУ был проведен цикл ресурсных высотных испытаний с модифицированной конструкцией ОП. В спектрах, зарегистрированных во время испытаний сигналов пульсаций давления в КС ОП полностью отсутствовали явно выраженные дискретные составляющие. Разработанная конструкция охлаждаемого ФУ, подавляя колебания, обеспечила устойчивость процесса горения и тепловую защиту начального участка КС ОП. Применение КС ОП с охлаждаемым ФУ позволяет увеличить температуру продуктов сгорания и, следовательно, число Маха высокоэнтальпийного воздушного потока, моделирующего условия обтекания ЛА.

Проектирование вариантов кормовой силовой установки с отбором пограничного слоя фюзеляжа пассажирского самолета

О.В. Сонин, А.В. Бондарев, А.К. Иванюшкин, Е.В. Новогородцев, М.Н. Чанов ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Рассмотрена трехдвигательная концепция дальнемагистрального самолета (ДМС) с кормовой силовой установкой, требующей интеграции двигателя с кормой фюзеляжа.

Выполнено проектирование вариантов кормовой силовой установки, отличающихся технологией интеграции распределенной силовой установки (РСУ) с кормой фюзеляжа и условиями аэроди-

намического взаимодействия вариантов воздухозаборника с пограничным слоем фюзеляжа.

В рамках поиска наиболее рациональной концепции ДМС, с использованием комплекса ANSYS CFX выполнены расчетные исследования аэродинамики воздухозаборных устройств (ВЗУ) и анализ влияния технологий интеграции на общую аэродинамику самолета в крейсерском полете.

Проведена оценка эффективных характеристик силовой установки самолета, включающей крыльевые и кормовой двигатели, для разработанных конфигураций самолетов с различными технологиями интеграции «двигатель+фюзеляж».

Для вариантов с кормовым двигателем типа РСУ, размещенным в мотогондоле на пилоне без взаимодействия с пограничным слоем фюзеляжа, и с кормовым двигателем, имеющим секторное или кольцевое ВЗУ вентилятора, реализующее взаимодействие с пограничным слоем фюзеляжа, получены параметры окружной неравномерности поля полного давления ниже нормированного уровня. С увеличением доли пограничного слоя, отбираемого в ВЗУ вентилятора, существенно уменьшается коэффициент восстановления полного давления, что приводит к увеличению эффективного удельного расхода топлива силовой установки. Однако при этом возможно уменьшение аэродинамического сопротивления фюзеляжа, и улучшение экономичности самолета на крейсерском режиме полета.

Сделан вывод о том, что для вариантов с кормовым двигателем, имеющим секторное или кольцевое воздухозаборное устройство вентилятора без слива пограничного слоя фюзеляжа, необходимо более детальное изучение взаимодействия воздухозаборных устройств с пограничным слоем и проведение экспериментальных исследований.

Разработка высокочастотного модулятора звука для акустических испытаний на ресурс аэрокосмических конструкций

А.Я. Стерлин ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Современные летательные аппараты подвергаются воздействию интенсивных пульсаций звукового давления, вызываемых не только шумом двигателей, но и турбулентным воздействием среды в процессе полета. Указанные пульсации вызывают вибрации конструкции, приводящие к усталостным разрушениям обшивки и силовых

элементов, отказам оборудования. Опыт эксплуатации показывает необходимость учета акустической усталости, начиная с нагрузок 130–135 дБ, а при нагрузках свыше 160 дБ акустическая усталость становится одним из основных факторов, определяющих прочность авиационных и космических конструкций.

Несмотря на развитие расчетных методов оценки долговечности при акустических нагрузках, наиболее достоверными в настоящее время остаются методы, основанные на экспериментальных исследованиях.

Основной характеристикой акустического нагружения является его частотный спектр. Для испытаний большинства самолетных конструкций достаточно воспроизведение акустических нагрузок в управляемом диапазоне частот от 50 до 600 Гц с интенсивностью пульсаций, указанной выше. Однако для испытаний аппаратуры и оборудования космического назначения на воздействие акустического шума необходимо реализовать частотный диапазон от 150 до 1200–2000 Гп.

В настоящее время в реверберационных камерах, эксплуатируемых в России, используются низко- и среднечастотные генераторы собственного производства в диапазоне частот от 20 до 600 Гц. Для создания более высоких частот акустических колебаний применяются электропневматический преобразователь марки ЕРТ-200 фирмы «ЛИНГ» (США) – предельная частота 1000–1250 Гц и наиболее современные модуляторы SERMOD фирмы SEREME (Франция) – предельная частота в зависимости от марки 1000–2000 Гц. Информация об устройстве этих модуляторов звука конфиденциальна и потребителям не дается.

В силу дальнейшего развития авиационно-космической техники назрела насущная необходимость создания отечественных высокочастотных генераторов звука для проведения акустических испытаний. В данной работе предлагается метод, обеспечивающий функционирование генератора звука в управляемом диапазоне 150—1200 Гц. Суть способа построения генератора сводится к следующему. Необходимо разработать такую конструкцию модулятора звука, входящего в состав генератора, чтобы при увеличении электродвижущей силы, приводящей в возвратно-поступательное движение подвижный элемент клапанного узла, избежать повышения тепловыделения в электромагнитном движителе. Для этого предложено электродвижитель выполнить в виде двух синхронно-работающих частей, расположенных на противоположных концах подвижного элемента клапанного узла, тем самым, подавая в каждую часть

предельно допустимый ток, увеличить общий ток возбуждения вдвое. Расчет показал, что с применением более энергоемких постоянных магнитов типа неодим NdFeB и указанного принципа формирования движителя можно достичь управляемого регулирования звуковой частоты в диапазоне 150–1200 Гц с пульсацией до 160 дБ.

Характеристики сопел распределенной силовой установки ТРДД

В.А. Талызин, Г.Н. Лаврухин, М.Г. Лоцманов ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В последние десятилетия значительные усилия исследователей направлены на разработку и создание компоновок малошумных самолетов с использованием перспективных технологий. Эти технологии направлены на использование свойств материалов, улучшение газодинамики двигателей, снижение оборотов, использование регулируемых сопел, расположение двигателей над крылом, рассмотрение компоновок типа «летающее крыло», встроенных в планер силовых установок, применение распределенных силовых установок.

В ЦАГИ рассматривается компоновка перспективного малошумного самолета со встроенной в планер распределенной силовой установкой из двух ТРДД. Особенностью такой компоновки является наличие двух рядом расположенных плоских трапециевидных (трехмерных) сопел каждого из контуров ТРДД и наличие рядом с соплами боковой поверхности фюзеляжа. Характеристики трапециевидных сопел практически не исследованы в мировой и отечественной практике авиадвигателестроения, а наличие боковой поверхности фюзеляжа может привести к известному эффекту отрицательной интерференции струй с внешним потоком в присутствии элементов планера, что увеличивает их потери эффективной тяги.

Проведенный комплекс исследований модели двух рядом расположенных трапециевидных (трехмерных) сопел распределенной силовой установки в компоновке с планером летательного аппарата позволил определить аэрогазодинамические характеристики этих сопел и оценить влияние расположенного около сопел фюзеляжа на их потери эффективной тяги.

Спецификой исследованных трапециевидных сопел (близких по типу или характеру истечения к плоским звуковым соплам) являлось различие формы канала сопла от входа до критического сечения, включая искривление канала в различных плоскостях, различие рабочих перепадов давления в каждом из сопел в соответствии со

спецификой работы I и II контуров ТРДД, различие относительных площадей входа к площади критического сечения и высоты боковых стенок каждого трапециевидного сопла.

Характерными геометрическими параметрами трапециевидного сопла являлись также отношения ширины к средней высоте критического сечения каждого сопла $b_{\rm kp}/h_{\rm kp}\cong 6.2$ для каждого из контуров ТРДД, так что два рядом расположенных в крыле ЛА трапециевидных сопла имели общее отношение ширины к средней высоте эквивалентного сопла $b/h\cong 12.5$.

Результаты исследований показали, что коэффициенты расхода каждого из трапециевидных сопел составляют $\mu_c = 0.982$, что близко к коэффициентам расхода различных типов звуковых плоских или осесимметричных сопел с достаточно плавным входом канала перед критическим сечением сопел.

Минимальные внутренние потери тяги трапециевидных сопел в диапазоне $\pi_c \cong 2.4-3.5$ составляют ~ 1 % идеальной тяги сопел и близки к уровню обычных круглых или плоских эталонных сопел.

Однако, как показали измерения, внутренние потери тяги сопел при наличии рядом с соплами хвостовой части фюзеляжа могут возрасти до $\sim 2~\%$ идеальной тяги вследствие взаимодействия струи с фюзеляжем, создавая на поверхности фюзеляжа вследствие эжекционных эффектов от струи дополнительное сопротивление.

Визуализация течения на поверхности фюзеляжа методом сажемасляного покрытия показала наличие таких зон, связанных с эжектирующим действием реактивной струи.

Измеренные потери эффективной тяги компоновки двух трапециевидных сопел включали внутреннее сопротивление сопел, сопротивление моделируемой сужающейся части планера в районе сопел, интерференционные эффекты струй и хвостовой части фюзеляжа.

В диапазоне чисел $M_{\infty} = 0.4$ –0.8 этот измеренный уровень потерь эффективной тяги для варианта с минимальной интерференцией струи и планера составил ~ 4 % идеальной тяги сопел.

Управление пограничным слоем в сопряженных каналах

А.М. Терешин ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Известно, что в прямоугольных каналах при течении в них высокоскоростного потока воздуха местом концентрации пограничного слоя являются углы каналов. Так, например, в работе [1] показано, что отношение расстояния δ_s от внешней границы турбулентного пограничного слоя в плоскости симметрии угла до его вершины к толщине пограничного слоя δ рядом на стенке составляет $\delta_s/\delta \cong 3$. А в работе [2] приведены результаты, показывающие наличие в углах обширных областей с существованием парных вихрей. Именно по этим причинам при противодавлении (дросселирование канала) течение в углах наиболее подвержено воздействию продольных возмущений и в них пограничный слой наименее устойчив к передаче противодавления вверх по потоку.

Настоящая работа является продолжением исследований, проведенных автором и изложенных в [3].

Представляет интерес исследование газодинамического взаимодействия между сопряженными прямоугольными каналами, когда это взаимодействие реализуется направленными щелевыми отверстиями, расположенными в разделительных перегородках и именно в углах концентрации пограничного слоя. Здесь рассматриваются каналы, объединенные на выходе общей камерой.

Оценочные расчеты показали, что в зависимости от относительных размеров прямоугольных каналов, размеров и ориентации щелей возможно получение качественно различных физических картин течения на дроссельных режимах при реализации в каналах псевдоскачка

Литература

- 1. Zamin M., Young A.D. Experimental investigation of the boundary layer in a stream wise corner. Aeron. Quart. XI, 1970.
- 2. Шабака И.М., Брэдшоу П. Измерение характеристик турбулентного течения около идеализированного сочленения крыла с фюзеляжем // Ракетная техника и космонавтика, 1981. Т. 19, № 3.
- 3. Терешин А.М. Управление пограничным слоем в прямоугольных каналах // XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых пионеров освоения космического пространства. Москва, 2020.

Экспериментальное исследование торможения потока в псевдоскачке для каналов с внезапным расширением

А.К. Трифонов, Н.В. Гурылева, Д.А. Лапинский, Д.А. Рахманин *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский*

В работе рассмотрены особенности течения в каналах воздухозаборного устройства, состоящего из нескольких воздухозаборников, работающих на общую камеру сгорания прямоточного двигателя газогенераторной схемы, а также в воздухозаборниках, в которых общий канал за входом воздухозаборного устройства разделен на несколько каналов на участке до входа в камеру сгорания.

Главной особенностью течений в многоканальном воздухозаборном устройстве является то, что наличие объединительной камеры, передняя стенка которой является торцом газогенератора, приводит к резкому увеличению площади проходного сечения канала и, соответственно, появлению отрывных течений не только за торцом газогенератора, но также в каждом канале.

Экспериментальные исследования показали, что появляющиеся в каждом канале отрывные течения существенно различаются как по размеру, так и по структуре течения. Это, в свою очередь, приводит к тому, что в одном из каналов псевдоскачок в процессе дросселирования, перемещаясь против потока, опережает подобные изменения структур течения в других каналах. Поэтому через этот канал раньше, чем через другие, начинает вытекать горячий газ из камеры сгорания, приводя к нарушению работы силовой установки.

Различие структур течения в каналах может быть вызвано несколькими причинами.

Первая причина состоит в несимметричности участка внезапного расширения. В экспериментальных исследованиях при рассмотрении одиночного канала с внезапным расширением получена несимметричность зон отрыва на верхней и нижней поверхностях плоскопараллельного канала. Данное различие зон отрыва обусловлено тем, что внезапное увеличение площади проходного сечения за плоскопараллельным каналом образовано уступами различной высоты. Следовательно, за уступами реализуются разные по интенсивности отрывные зоны, которые и определяют несимметричную структуру отрывного течения в канале в процессе дросселирования. При этом отрывная зона на верхней поверхности при дросселировании достигает входа раньше, чем на нижней.

Были проведены эксперименты для плоскопараллельного канала, разделенного сплошной перегородкой, т.е. канал имитировал

воздухозаборник, разделенный на несколько каналов до входа в камеру сгорания. Было показано, что для верхнего и нижнего каналов развитие псевдоскачка происходит несимметрично.

Эксперименты, проводившиеся для воздухозаборного устройства с несколькими воздухозаборниками, работающими на общую камеру смешения, показали, что дросселирование всего воздухозаборного устройства происходит через один воздухозаборник, в котором опережающими темпами осуществляется процесс дросселирования и через который раньше, чем через другие реализуется вытекание воздуха из камеры смешения. Это обусловлено некоторым различием геометрических размеров каждого воздухозаборника в сочетании с большим перепадом площадей в области объединения каналов, что приводит к различию перемещения псевдоскачка в каждом канале, что, в свою очередь, не позволяет получить одинаковые дроссельные характеристики для каждого воздухозаборника. Следовательно, второй причиной является невозможность изготовления четырех идентичных воздухозаборников, особенно с большими углами поворота канала при входе в камеру смешения.

Численное исследование пропульсивных характеристик плавникового движителя

Н.В. Тряскин СПбГМТУ, Санкт-Петербург

Плавниковые движители – одни из основных природных движителей. Они позволяют развивать большие скорости движения при малом расходе энергии и топлива, обладают хорошей маневренностью. Значительная доля тяги такого движителя формируется за счет инерционных гидродинамических сил, обусловленных локальными ускорениями точек поверхности тела и хвостового плавника [1]. Аппараты, оснащенные таким движителем, могли бы выполнять работы в труднодоступных местах, неблагоприятных средах, а также задачи разведки и мониторинга мирового океана.

В настоящей работе исследовано движение в потоке вязкой несжимаемой жидкости крыла NACA 0015, которое способно по заданному закону изменять свою геометрию. Турбулентное движения описывается уравнениями Навье—Стокса и неразрывности, осредненными по Рейнольдсу. Для замыкания уравнений Рейнольдса используется градиентно-диффузионная гипотеза и k— ω SST модель турбулентности. Параметры турбулентности выбраны согласно [2].

Решение полученной системы уравнений выполняется в пакете OpenFOAM. Изменение геометрии крыла задается волновым уравнением $y = A\cos(kx - \omega t)$, где A = f(x) — амплитуда, которая изменяется по длине крыла, ω — частота изменения геометрии крыла, t — время, k — волновое число, которое характеризует количество волн на длину тела, x — продольная координата крыла. Для задания такого движения разработана библиотека, которая на каждом шаге интегрирования уравнений изменяет геометрию тела и перестраивает расчетную сетку.

В работе представлены результаты численного моделирования пропульсивных характеристик машущего движителя. Рассмотрены несколько различных законов изменения геометрии крыла: типа «рыба», когда на длину тела приходится одна длина волны, типа «кит» и «дельфин», когда геометрия крыла изменяется только по функции амплитуды. Определены значения тяги и коэффициента полезного действия. Результаты сравниваются между собой как по интегральным характеристикам, так и по структуре потока.

Литература

- 1. Чижиумов С.Д., Беляев В.А., Кузнецов Д.С. Проекты плавниковых движителей // Мореходство и морские науки 2012: избранные доклады Четвертой Сахалинской региональной морской научно-технической конференции (5-7 сентября 2012 и 12 февраля 2013) / Под ред. В.Н. Храмушина. Южно-Сахалинск: Сахалинская областная типография, 2013. 300 с.
- Али Рами, Тряскин Н.В. Влияние параметров турбулентности на характеристики переходного режима течения при обтекании профиля NACA 0012 // Морские интеллектуальные технологии, 2019. № 3–2 (45). С. 39–44.

Роль берстингов в генерации турбулентной энергии и реализации самоподдерживающегося турбулентного течения при сверхзвуковом обтекании пластины

Р.Я. Тугазаков ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Одним из ключевых направлений в изучении турбулентных течений является вопрос о генерации турбулентной энергии. В работе [1] численно показано, что при дозвуковом обтекании пластины (M=0.5) генерация мелкомасштабных вихрей происходит на поверхности пластины, а ранее существующее мнение, что мелкомас-

штабные вихри образуются в результате разрушения крупных кольцевых вихрей, не подтверждается. Полученная картина течения в [1] сохраняется в виде структурированного поля вихрей, напоминая «установившуюся турбулентность» (Иванов М.Ф., 2013 г.). Это происходит, когда внешние возмущения, попадающие на пластину, порядка $1-2\%u_{\infty}$.

В данной работе для сверхзвукового обтекания пластины (M = 2) показано, что при воздействии на пластину внешними возмущениями малой интенсивности $\approx 0.01 \% u_{\infty}$ наблюдается этап линейной неустойчивости, переходящий в нелинейную, приводящий к турбулизации потока с внутренними масштабами задачи, реализуется хаотическое движение газа. Получено, что генерация турбулентной энергии происходит в результате выбросов газа (берстинги) из вязкого подслоя на внешнюю границу пограничного слоя, где берстинги распадаются на мелкомасштабные вихри. Процесс образования берстингов связан с резонансными явлениями, при определенных соотношениях длины внутренних волн в турбулентной области и толщин вязкого подслоя. В работе при обтекании пластины реализуется самоподдерживающаяся турбулентность, когда диссипируемая энергия компенсируется ее поступлением из основного потока при нутации осей вихрей [3], расположенных в области внешней границы пограничного слоя. Образование этих вихрей связано с выбросами газа с пластины.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 20-01-00184).

Литература

- 1. Ping Lu1 and Chaoqun Liu2. Numerical study on mechanism of small vortex. generation in boundary layer transition // AIAA 2011-287.
- 2. Tugazakov R.Ya. Three-dimensional turbulent supersonic flow over a plate // ISSN 0015-4628, Fluid Dynamics, 2019. Vol. 54, no. 5. Pp. 705–713.
- 3. Хо Ши Мин, Уэррэ П. Возмущения в свободных сдвиговых слоях / Сб. статей «Механика». 42. М.: Мир, 1987. С. 72–138.

Оптический пробой воздуха в постоянном электрическом поле

А.В. Тупикин 1 , В.Н. Зудов 1 , В.Л. Крайнев 1 , Г.Н. Грачев 2 , А.Л. Смирнов 2 ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск 2 Институт лазерной физики СО РАН, Новосибирск

Управление горением с помощью внешнего энергетического воздействия — одно из перспективных научных направлений. Применение плазмы для организации процессов горения (электрические разряды, оптический пробой) может обеспечить условия стабилизации пламени в высокоскоростном потоке. Значительное расширение пределов стабилизации горения в область бедных смесей при высоких скоростях потока (более 30 м/с) показано в [1]. В работе [2] была продемонстрирована возможность инициирования горения и при сверхзвуковых скоростях, но параметры лазерного излучения не позволяли организовать квазистационарный режим горения оптического разряда. Для перехода к такому режиму требуется увеличить либо частоту следования импульсов, либо размеры плазменного образования. Пространственные размеры могут быть расширены за счет наложения электрического поля. При напряженностях поля ниже пробойных лазерный луч может формировать канал стримера [3].

В работе представлены результаты экспериментального исследования влияния электрического поля на плазму оптического разряда, находящегося в потоке воздуха. Опыты проводились с двумя конфигурациями поля: поперек и вдоль лазерного луча. Средняя мощность лазерного излучения была сравнительно невысокой, около 1 кВт. Применялись теневая съемка, спектрометрия, фотометрическая регистрация параметров лазерного излучения (падающего и прошедшего) и отклика плазмы. Слабое электрическое поле (до 1 кВ/см) практически не влияет на размеры плазменного образования. При этом наблюдается снижение вероятности оптического пробоя при наличии поля вне зависимости от конфигурации силовых линий и полярности прикладываемого напряжения. Для напряженностей поля свыше 3 кВ/см наличие плазмы оптического разряда приводило к возникновению электрического пробоя. Форма и предельные характеристики электрического пробоя зависели от конфигурации электродов, полярности прикладываемого напряжения и скорости воздушного потока. В случае направления поля по потоку наблюдался пробой от среза сопла (положительно заряженный электрод) до места фокусировки лазерного луча, выше по потоку от плазмы

оптического пробоя стримеры отсутствовали. Обнаружен эффект тушения оптического разряда электрическим полем, направленным поперек лазерного луча.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 19-08-00304).

Литература

- 1. Третьяков П.К., Тупикин А.В., Зудов В.Н. Воздействие лазерного излучения и электрического поля на горение углеводородовоздушных смесей // ФГВ, 2009. Т. 45, № 4. С. 77–85.
- 2. Зудов В.Н., Грачев Г.Н., Смирнов А.Л., Третьяков П.К., Тупикин А.В., Крайнев В.Л. Инициирование горения оптическим разрядом в сверхзвуковой метано-воздушной струе // ФГВ, 2013. Т. 49, № 2. С. 144–147.
- 3. Takashi Fujii, Alexei Zhidkov, Megumu Miki et al. Dynamics and kinetics of laser-filament plasma in strong external electric fields and applications // Chinese J. of Physics, 2014. Vol. 52, no. 1-II. DOI: 10.6122/CJP.52.440

Инициирование псевдоскачкового режима горения в канале постоянного сечения

А.В. Тупикин, П.К. Третьяков, В.Л. Крайнев, А.В. Постов, А.П. Калинина, В.П. Замураев ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

Одним из направлений стратегии научно-технологического развития РФ («Транспортные и космические системы», указ Президента РФ от 01.12 2016 г. № 642 «О стратегии научно-технологического развития Российской Федерации») является разработка высокоскоростных ПВРД применительно к гиперзвуковому полету ЛА. Важнейшая задача этого направления — это поиск и создание эффективных схем рабочего процесса в камерах сгорания (КС) с минимальными гидродинамическими потерями и высокой полнотой сгорания. Решением может стать реализация на практике предложения, представленного в [1], основным элементом которого является горение в псевдоскачке.

В работе представлены результаты экспериментального и расчетно-теоретического исследования инициирования режима горения в псевдоскачке при импульсно-периодическом газодинамическом воздействии на течение. Модельная КС состояла из двух секций постоянного сечения (диаметрами 50 и 90 мм), в конце первой подавались газодинамические импульсы. В эксперименте и в расчете был реализован переход от диффузионного к псевдоскачковому режиму

горения. При этом наблюдалась высокая полнота сгорания в псевдоскачке (~ 0.9). Оценка полноты сгорания топлива в псевдоскачке проводилась по квазиодномерной методике [2]. Были получены данные о динамике движения фронта возмущения от газодинамического импульса. Результаты расчетов свидетельствуют о том, что при импульсном дросселировании течения в канале постоянного сечения возникают ударно-волновые структуры, распространяющиеся к оси и вверх по потоку, которые улучшают смешение и интенсифицируют горение с переходом к псевдоскачковому режиму.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 20-08-00245).

Литература

- 1. Третьяков П.К., Прохоров А.Н. Сверхзвуковой прямоточный воздушнореактивный двигатель с пульсирующим режимом запуска (СПВРД С ПРЗ) и способ его работы // Патент на изобретение РФ (Заявка № 2016113653. Приоритет 08.04.2016). – No. 2651016. – М., 2018. – С. 8. – (Бюллетень «Изобретения. Полезные модели», № 11).
- Тупикин А.В., Третьяков П.К. Применение квазиодномерного подхода для анализа рабочего процесса в сверхзвуковой камере сгорания // V Минский международный коллоквиум по физике ударных волн, горения и детонации (Минск, 11-14 ноября. 2019 г.) / Институт тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси: сборник докладов. – Минск, 2019. – С. 170–174.

О неустранимости динамического хаоса в системах автономных дифференциальных уравнений типа системы Лоренца

О.Н. Хатунцева РКК «Энергия» им. С.П. Королева, Королев

Критериев устойчивости для систем автономных дифференциальных уравнений (САДУ), аналогичных критерию Куранта—Фридрихса—Леви, в настоящее время не существует. При численном интегрировании САДУ довольно часто сталкиваются с неустойчивостями, проявляющимися в виде вычислительного хаоса. Причем уменьшение временного шага не приводит к устранению такой «неустойчивости» – свойство «хаотичности» считается свойством, присущим системе. Обычно для интерпретации явления детерминированного хаоса проводятся исследования по определению чувствительности решений к точности задания начальных условий. Эти исследования показывают экспоненциальную расходимость

изначально близких траекторий решений и невозможность подобрать столь малую достижимую погрешность вычисления, чтобы «победить» неопределенность в САДУ типа Лоренца.

Из этого делается заключение, что поскольку принципиальные трудности не позволяют достичь необходимой точности вычислений, то задумываться о детерминированности не имеет смысла. Однако такой подход не решает проблему детерминированности решений безотносительно возможности или невозможности получения информации об эволюции рассматриваемой системы. С этими вопросами, в частности, сопрягаются вопросы предопределенности в замкнутой системе, например в такой замкнутой системе, какой является наша Вселенная.

Проведенные в данной работе исследования показывают, что детерминированный хаос, возникающий в САДУ типа Лоренца, при задании *любого* конечного фиксированного шага по времени, вполне может быть ассоциирован со стохастическим процессом, а не являться, по сути, детерминированным хаосом.

Литература

- 1. Хатунцева О.Н. О природе детерминированного хаоса в математике // Естественные и технические науки, 2017. № 11. С. 255–258.
- Хатунцева О.Н. Об учете влияния стохастических возмущений на решения уравнений Навье-Стокса в задаче Хагена-Пуазейля // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=93311

Опыт отработки по параметрам и надежности регулируемых сверхзвуковых сопел ТРДДФ тяжелых самолетов

Ю.И. Цыбизов

Самарский университет им. академика С.П. Королева, Самара

В настоящее время за рубежом ведутся работы по созданию демонстратора сверхзвукового пассажирского самолета 2-го поколения, который должен подтвердить наличие технологий, обеспечивающих выполнение перспективных требований к гражданской авиации. Стимулом для отечественных разработок в этой области явилось предложение президента РФ, озвученное во время демонстрационного полета нового сверхзвукового ракетоносца Ту-160М в Казани, о том, что «надо подумать и над гражданской версией». Известно, что прогресс авиации во многом определяется эффектив-

ностью и надежностью силовой установки, облик которой требует новых нетрадиционных решений, подготавливаемых не только достижениями фундаментальных и прикладных наук, но и накопленным опытом, оригинальностью и смелостью выполняемых конструкторских решений, основу которых составляет технический и технологический задел разработчиков. При этом достижения газовой динамики и аэродинамики являются одним из основных источников повышения эффективности и совершенства как самолета, так и двигателя, возможности которого как тепловой машины ограничены. И сегодня справедливо высказывание Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова, под руководством которого созданы и успешно эксплуатируются самые мощные в мире ТРДДФ стратегической авиации России: «В основе прогресса лежат не столько перемены, сколько традиции. Те, кто не способен запомнить прошлое, обречены повторять его». Очевидно, что при разработке новых конструкций необходимо использовать уже имеющийся опыт по оптимизасистемы «самолет – силовая установка – двигатель», значительная роль в которой отводится сверхзвуковому регулируемому соплу ТРДДФ, используемому до настоящего времени в силовых установках самолетов Ту-160, Ту-22М3 и в прошлом на Ту-144. При разработке этих сопел выполнен большой объем исследований на моделях в аэродинамических трубах Т-58 и ТПД ЦАГИ, установках СГАУ, при испытаниях натурных сопел в составе двигателя в ТБК ЦИАМ, на летающей лаборатории в ЛИИ и в опытной эксплуатации на объектах.

В работе представлены конструктивные особенности и результаты отработки рабочего процесса расширения по параметрам и надежности регулируемых сверхзвуковых сопел ТРДДФ тяжелых самолетов двух схем:

- с разрывом контура в районе критического сечения (эжекторный тип сопла);
- с непрерывным контуром (регулируемое сопло Лаваля).

Решена кардинальная проблема — создание крупногабаритных сверхзвуковых устройств ТРДДФ большой мощности, превосходящих по параметрам известные зарубежные аналоги. И теперь, оглядываясь назад, в минувший XX век, когда все это создавалось, можно констатировать, что многие выполненные отечественные разработки не только до сих пор соответствуют мировому уровню, но и в ряде показателей превосходят его.

Особенности течения сверхзвукового потока совершенного газа

Ю.И. Цыбизов

Самарский университет им. академика С.П. Королева, Самара

Теоретическую основу двумерных установившихся сверхзвуковых течений совершенного газа составляет нелинейное дифференциальное уравнение гиперболического типа и метод характеристик. Ввиду отсутствия общего решения в инженерной практике широкое распространение получили пакеты вычислительной газодинамики, на основании которых выполняется численное моделирование сверхзвуковых течений идеального сжимаемого газа в криволинейных каналах (газодинамические лазеры, сопла и воздухозаборники). Представления классической газовой динамики используются и в области современной космологии при рассмотрении модели расширения Вселенной как решение, например, задачи о разлете из точки в пустоту идеального газа с конечной массой. При линеаризации указанных уравнений методом годографа скорости найдены частные точные решения, позволившие выявить ряд особенностей течений, связанных с вопросами непрерывного ускорения или замедления сверхзвукового потока, которые не могут быть определены численными методами. Установлена особенность сверхзвукового течения, существующая в виде предельной линии, данные о физической и математической сущности которой отсутствуют до настоящего времени.

В работе выполнено исследование особенностей течения потока со сверхзвуковой скоростью при использовании в качестве параметров тангенциальной и радиальной составляющих конвективного ускорения и связанных с ними элементами характеристической сетки. С помощью вводимых параметров получены представления о зоне влияния возмущений и характере действующих сил при движении вдоль линии тока, обуславливающие особенности изоэнтропического разгона (торможения) сверхзвукового потока и взаимно однозначное соответствие физической плоскости течения и годографа скорости.

Моделирование работы безвального пластинчатого движителя средствами вычислительной гидродинамики

С.И. Чепурко, А.Ю. Яковлев СПбГМТУ, Санкт-Петербург

В работе производится численное моделирование работы в вязкой жидкости безвального пластинчатого движителя, упор которого создается не за счет вращательного движения гребного винта, а за счет поступательного движения гребной лопасти.

Движитель состоит из двух прямоугольных профилированных пластин, ориентированных поперек потока и расположенных симметрично относительно диаметральной плоскости. В качестве профиля в данном исследовании был выбран симметричный профиль NACA 0010.

Каждая пластина совершает сложное движение, состоящее из продольных гармонических колебаний в направлении движения судна и поворота на 90° вокруг передней кромки профиля, также описываемого гармоническим законом. Закон поворота подбирается таким образом, чтобы профиль оказывался ориентированным поперек потока при движении из носа в корму и вдоль потока при движении из кормы в нос. Таким образом сопротивление пластины при ее перемещении в корму оказывается больше, чем при ее перемещении в нос, за счет чего на движителе создается упор, направленный по направлению движения судна.

Моделирование осуществляется в открытом пакете вычислительной гидродинамики OpenFOAM, с использованием технологии overset mesh, заключающейся в использовании двух сеток: грубая сетка для описания течения во всей расчетной области и мелкая сетка для описания течения вблизи исследуемого объекта. В местах пересечения сеток путем интерполяции производится передача данных. Применение метода overset позволяет моделировать сложные движения тела в расчетной области без деформации сетки.

На первом этапе работы выполняются упрощенные расчеты в двухмерной постановке для отработки геометрических параметров и параметров движения лопастей. На основании полученных данных выбирается режим работы движителя и форма лопасти и производится трехмерный расчет.

В результате проведения трехмерных расчетов определяются интегральные и локальные гидродинамические характеристики движителя в виде сил и моментов, действующих на лопасти, распределения давлений по поверхности лопасти, полей скоростей и давлений в расчетной области.

Инвариантные самофокусирующиеся мощные ультразвуковые пучки, описываемые трехмерной обобщенной моделью Хохлова—Заболоцкой—Кузнецова нелинейной гидроакустики в кубически нелинейной среде

Ю.А. Чиркунов *НГАСУ (Сибстрин), Новосибирск*

Эффект повышения давления в ультразвуковых пучках за счет самофокусировки был обнаружен экспериментально. Трехмерная модель Хохлова-Заболоцкой-Кузнецова нелинейной гидроакустики в квадратично-нелинейной среде при наличии диссипации не позволяет учесть этот эффект. Обобщение модели Хохлова-Заболоцкой-Кузнецова в кубически нелинейной среде с особыми коэффициентами нелинейности описывает этот эффект. Инвариантные подмодели этой модели описываются инвариантными решениями ее уравнения. Мы изучили все существенно различные, не связанные посредством точечных преобразований, инвариантные решения ранга 0 и ранга 1 этого уравнения. Эти решения находятся либо явно, либо их поиск сводится к решению нелинейных интегродифференциальных уравнений. В частности, мы получили точные решения, которые назвали «Первая ультразвуковая игла» и «Вторая ультразвуковая игла». Подмодели, описываемые этими решениями, обладают следующим свойством: в каждый фиксированный момент времени в области существования решений вблизи некоторой точки давление возрастает и становится бесконечным в этой точке. Также мы получили инвариантные решения, которые назвали «Первый ультразвуковой нож» и «Второй ультразвуковой нож». Подмодели, описываемые этими решениями, обладают следующим свойством: в каждый фиксированный момент времени в области существования решения вблизи некоторой плоскости давление возрастает и становится бесконечным на этой плоскости. Как и ультразвуковые иглы, эти подмодели могут быть использованы, в частности, в медицине в качестве теста при подготовке к операции с помощью ультразвука. Наличие произвольных констант в интегро-дифференциальных уравнениях, определяющих инвариантные решения ранга 1, открывает новые возможности для аналитического и численного исследования краевых задач для полученных подмоделей и, таким образом, для исходной модели. С помощью этих инвариантных решений мы исследовали распространение интенсивных акустических волн (одномерных, осесимметричных и планарных), для которых в началь-

ный момент времени в фиксированной точке задаются акустическое давление, скорость и ускорение его изменения. При определенных дополнительных условиях мы установили существование и единственность решений краевых задач, описывающих эти волновые процессы. В результате численного решения этих краевых задач получены распределения давления.

Исследование выполнено при поддержке РФФИ и Правительства Новосибирской области в рамках проекта 19-41-540004.

Инвариантное затухание мощных ультразвуковых пучков, описываемое трехмерной обобщенной моделью Хохлова—Заболоцкой—Кузнецова нелинейной гидроакустики в кубически нелинейной среде

Ю.А. Чиркунов *НГАСУ (Сибстрин), Новосибирск*

Эффект ослабления мощных ультразвуковых пучков за счет образования ударных волн был обнаружен экспериментально. Трехмерная модель Хохлова-Заболоцкой-Кузнецова нелинейной гидроакустики в квадратично-нелинейной среде при наличии диссипации не позволяет учесть этот эффект. Обобщение модели Хохлова-Заболоцкой-Кузнецова в кубически нелинейной среде с особыми коэффициентами нелинейности описывает этот эффект. Это обобщение со специальным коэффициентом нелинейности описывает нелинейное затухание мощных ультразвуковых лучей. Мы изучили все существенно разные, не связанные посредством точечных преобразований, инвариантные решения ранга 0 и ранга 1 этого уравнения. Эти решения находятся либо явно, либо их поиск сводится к решению нелинейных интегро-дифференциальных С помощью этих инвариантных решений мы исследовали нелинейное затухание мощных ультразвуковых акустических волн, для которых акустическое давление, скорость и ускорение его изменения задаются в начальный момент времени в фиксированной точке. При определенных дополнительных условиях мы установили существование и единственность решений краевых задач, описывающих эти волновые процессы. Это позволяет правильно проводить численные расчеты при изучении этих процессов. В результате численного решения этих краевых задач получены распределения давления. Из этих данных следует, что для полученных подмоделей в каждой фиксированной точке угасание ультразвукового луча происходит

как в течение конечного периода времени, так и в течение бесконечного периода времени.

Исследование выполнено при поддержке РФФИ и Правительства Новосибирской области в рамках проекта 19-41-540004.

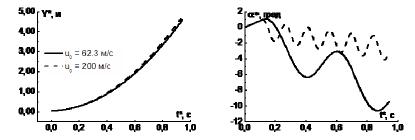
О движении тонкого тела в однородном потоке

В.И. Шалаев, З.Х. Выонг *МФТИ, Жуковский*

Проблемы движения тонких тел в однородной или неоднородной средах, а также их взаимодействие между собой, со свободными или твердыми границами представляют значительный теоретический и практический интерес и являются предметом многочисленных исследований, обзор которых представлен в [1, 2]. Связанные с этими проблемами задачи являются достаточно сложными и содержат различные собственные моды, реализация которых определяется параметрами задачи. В настоящей работе исследуется задача движения тонкого тела вращения в однородной среде с постоянной скоростью в продольном направлении под действием поперечных аэродинамических сил и моментов, а также силы тяжести в вертикальном направлении.

Предполагается, что тело тонкое, отношение его толщины к длине тела $\delta << 1$, углы атаки $\delta\alpha(t) << 1$ и рыскания $\delta\beta(t) << 1$; t – безразмерное время. В этом случае поперечные аэродинамические силы и моменты хорошо описываются потенциальной теорией, что позволяет получить явные выражения для сил и моментов и существенно упростить исследование движения тела, сведя его к анализу уравнений колебаний для преобразованных поперечных скоростей и угловых скоростей – производных по времени от углов атаки и рыскания.

Получены аналитические решения уравнений, описывающих 6 возможных видов движения, которые подразделяются в зависимости от значений собственных чисел λ_1 и λ_2 — функций начальных условий, параметров тела и скорости его движения. Для комплексносопряженных λ_1 и λ_2 движение содержит колебательную составляющую с растущей, уменьшающейся или постоянной амплитудой. Если λ_1 и λ_2 действительные, имеет место режим экспоненциального роста или уменьшения углов атаки и рыскания. Пример влияния продольной скорости на характер вертикального движения с постоянной амплитудой колебаний приведен на рисунке.



В работе представлены результаты многочисленных параметрических исследований и их верификация на основе сравнения с экспериментальными данными.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 19-29-1306).

Литература

- 1. Malmuth N., Fedorov A., Shalaev V. Dynamics of slender bodies separating from rectangular cavities // AIAA J., 2002. Vol. 40, No. 3. Pp. 517–525.
- 2. Шалаев В.И. Применение аналитических методов в современной аэромеханике. Часть 2. Гидродинамическое взаимодействие тел. М.: МФТИ, 2013. 173 с.

именной указатель

Абрамов М.А.	5,11	Грачев Г.Н.	114
Александров В.Ю.	6,76,103	Григорьев Ю.Н.	42
Алексиндров В.Ю. Алесин В.С.	7,8	Гришин И.И.	44
Алиева Д.А.	10	Гришин И.М.	103
Ананян М.В.	5,6	Губанов А.А.	35
Арефьев К.Ю.	6,11	Губский В.В.	7
Аркадов Ю.К.	12	Гувернюк С.В.	45
Астапов А.Н.	13,15	Гуревич Б.И.	30,46
110100111111	15,10	Гурылева Н.В.	48,110
Б атура Н.И. 18,1	19,20,22,78	1) p 2 2 2 2 1 1 2 2 2 2 2 2 2 2 2 2 2 2 2	.0,110
Безруков Д.В.	23	Давлеткильдеев Р.А.	52
Бендерский Л.А.	25	Давлетшин И.А.	49
Бойко А.В.	26	Довгаль И.И.	26
Болсуновский А.Л.	27,28	Докукова Н.А.	50
Бондарев А.В.	28,104	Дроздов С.М.	52,53,54
Бордачев С.Г.	61	Дронов А.Д.	26
Бородулин В.И.	26	Дружинин О.В.	7,56
Брагин Н.Н.	27,28,29	Дудин Г.Н.	19
Бражко В.Н.	52	Дунаевский А.И.	46,96,98
Бузоверя Н.П.	27,28		
Бузулук В.И.	30,46,96	Егоров Ю.М.	76
Быков А.П.	80,83	Егорян А.Д.	31
		Егошин С.Ф.	98
В алиев $X.\Phi$.	31	Ермолаева Е.В.	57
Васильев Р.П.	96	Ершов И.В.	42
Васин С.С.	28	Ефремов А.А.	40
Вершков В.А.	33		
Власенко В.В.	23,33	Жвик В.В.	37
Вовк М.Ю.	83	Жестков Б.Е.	13,15
Воеводенко Н.В.	35	Журкин Н.Г.	19
Войтенков Е.В.	61		
Воронецкий А.В.	11	Замураев В.П.	115
Выонг З.Х.	123	Захаров А.С.	5
	2.2	Захаров В.С.	5
Гавловский Д.В.	33	Знаменская И.А.	58,60
Гаджиев Д.А.	37	Зубцов А.В.	37
Гайфуллин А.М.	37	Зудов В.Н.	114
Гарифуллин М.Ф.	38		•
Гвоздев Н.Д.	28,98	Иванов А.В.	26
Головкин М.А.	40	Иванькин М.А.	23,48,83
Голубкин В.Н.	41	Иванюшкин А.К.	104

77 74	102	M GM	20
Ильченко М.А.	103	Михалев С.М.	30
Имаев С.З.	61	Михеев А.Н.	49,89
И Е И	0.1	Михеев Н.И.	49,90
Калинин Е.И.	91 115	Мищенко Д.А.	26
Калинина А.П.		Молочников В.М.	89,91
Кармадонов А.Ю.	78	Монахов А.А.	93
Кармадонова Е.Н.	62 53	Морозов А.Н.	23,33,75
Киреев А.Ю.		Муратов М.И.	58
Кириллов О.Е.	33,64	Мурсенкова И.В.	60
Клюев М.А.	91	Мухаметшин М.И.	33
Колесников О.М.	65	Н С А	27
Колушов Н.М.	19	Накрохин С.А.	37 54
Кольцова Т.А.	5	Нестеров Ю.Н.	54
Конон П.Н.	50,66	Николаев П.М.	84
Коноплева В.М.	28	Никуленко А.А.	84
Королев Г.Л.	67	Новогородцев Е.В.	104
Коротаева Т.А.	68	Носков Г.П.	83
Коротеева Е.Ю.	58	O K. H.	0.2
	3,62,70,71,98	Овчинников К.Д.	93
Крайко А.Н.	72,83	Охапкин А.А.	70
Крайнев В.Л.	114,115	H 0.5	704004
Крашенинников С.		Павленко О.В.	7,8,40,94
Крицкий Б.С.	40,64	Падучев А.П.	80
Кудрявцева К.Д.	33,75	Паерелий А.А.	89,91
Кузьмин А.Г.	45	Панкратьева И.Л.	93
Кузьмичев Д.Н.	76,103	Панюшкин А.В.	35
Кули-заде Т.А.	60	Петров А.В.	94
Куршин А.П.	78	Пигусов Е.А.	94
		Пименова Т.А.	67
Лавриненко А.В.	79	Плугин В.В.	13
Лаврухин Г.Н.	80,83,107	Погодин В.А.	15
Лапинский Д.А.	48,110	Польняков Н.А.	25
Левицкий А.В.	84	Полянский В.А.	93
Лешихин И.И.	70	Попович К.Ф.	83
Ливеринова М.А.	85	Постников А.А.	25
Лоцманов М.Г.	80,107	Постов А.В.	115
Любимов Д.А.	25	Прохоров А.Н.	6,11
** v D.II		Пущин Н.А.	28
Маврицкий В.И.	71		
Мазо А.Б.	91	Раздобарин А.М.	8
Мазуров А.П.	80,83,87	Рахманин Д.А.	110
Мамышев Д.Л.	25	Редькин А.В.	96,98
Марчуков Е.Ю.	83	Родионов А.В.	100
Минин О.П.	83	Ртищева А.С.	52,53
Миргазов Р.М.	33,64	Руденко А.В.	20

Рыбаков В.М.	23	Х атунцева О.Н. 116
Рыбаков М.В.	33,75	
Сахарова А.И.	29	Ц елунов М.М. 13
Свириденков А.А.	101	Ципенко В.Г. 40
Сенюев И.В.	13,15,33	Цыбизов Ю.И. 83,117,119
Серебряков Д.И.	103	Цюцюра С.Ю. 98
Сизых Г.Б.	41	
Симоненко М.М.	45	Ч анов М.Н. 104
Скворцов Е.Б.	28	Чепурко С.И. 120
Скоморохов С.И.	28,29	Чернов С.В. 53
Смирнов А.В.	70	Чернышев И.Л. 27,28
Смирнов А.Л.	114	Чиркунов Ю.А. 121,122
Смотров А.В.	38	Чудаков А.Я. 22
Смотрова С.А.	38	1) AMICO 11.51.
Сонин О.В.	70,104	
Сорокин Ю.А.	83	Шагиянова А.М. 58
Стерлин А.Я.	105	Шакиров Р.Р. 90
Сурков Е.А.	20,22	Шалаев В.И. 123
Сысоев Н.Н.	58	Шардин А.О. 84
		Швалев Ю.Г. 35
Таковицкий С.А.	87	<u>Шеметов И.М.</u> 52,54
Талызин В.А.	80,83,107	Шенкин A.B. 80,83
Татаренкова Д.И.	60	Штапов В.В. 13,15
Терешин А.М.	109	
Третьяков П.К.	115	Юмашев В.Л. 53
Трифонов А.К.	48,110	Юрин В.П. 6
Тряскин Н.В.	85,111	Юстус А.А. 84
Тугазаков Р.Я.	112	1001,011
Тупикин А.В.	114,115	
Ф П.С	52.54	Я дренкин М.А. 68
Федоров Д.С.	52,54	Яковлев А.Ю. 57,79,93,120
Фомичев В.П.	68	Янин В.В. 29
Фридлендер Г.В.	20	Яновский Л.С. 11

СОДЕРЖАНИЕ

1.	М.А. Абрамов, М.В. Ананян, А.С. Захаров, В.С. Захаров, Т.А. Кольцова (ЦИАМ) Расчетное исследование газодинамического процесса в системе утилизации высокоэнтальпийных двухфазных продуктов сгорания	5
2.	В.Ю. Александров, В.П. Юрин, М.В. Ананян, К.Ю. Арефьев, А.Н. Прохоров (<i>ЩИАМ, МГТУ, МФТИ</i>) Динамические измерения полей температур и давлений в высокоскоростном потоке	6
3.	В.С. Алесин, В.В. Губский, О.В. Дружинин, О.В. Павленко ($\mathcal{L}\!$	7
4.	В.С. Алесин, О.В. Павленко, А.М. Раздобарин (<i>ЦАГИ</i>) Численные исследования продольной устойчивости планера летательного аппарата «Чирок» при изменении угла скольжения	8
5.	Д.А. Алиева (<i>ЦАГИ</i>) Математическое моделирование нелинейных продольных аэродинамических характеристик конфигурации NASA CRM при неустановившихся движениях на больших углах атаки	10
6.	К.Ю. Арефьев, А.Н. Прохоров, Л.С. Яновский, А.В. Воронец- кий, М.А. Абрамов (<i>ЦИАМ, МГТУ, МФТИ, ИПХФ РАН</i>) Физическое и математическое моделирование неравновесных двухфазных потоков в бескомпрессорных двигателях	11
7.	Ю.К. Аркадов (ЦАГИ) Условия оптимальности эжекторов, улучшенных продольным сдвигом сопел	12
8.	А.Н. Астапов, Б.Е. Жестков, В.В. Плугин, И.В. Сенюев, М.М. Целунов, В.В. Штапов (<i>МАИ, ЦАГИ</i>) Методика исследования каталитических свойств материалов при сверхвысоких температурах	13
9.	А.Н. Астапов, Б.Е. Жестков, В.А. Погодин, И.В. Сенюев, В.В. Штапов (<i>МАИ, ЦАГИ</i>) Воздействие высокоскоростного диссоциированного воздушного потока на пластинку сапфира	15
10.	Н.И. Батура (<i>ЦАГИ</i>) Математическая модель как элемент экспериментального исследования	18
11.	Н.И. Батура, Г.Н. Дудин, Н.Г. Журкин, Н.М. Колушов (<i>ЦАГИ</i>) Экспериментальное исследование нагревания пластины на режиме сильного вязко-невязкого взаимодействия	19

12.	Н.И. Батура, А.В. Руденко, Е.А. Сурков, Г.В. Фридлендер (<i>ЦАГИ</i>) Расчетные исследования контуров плоского регулируемого сопла перспективной трансзвуковой аэродинамической трубы	20
13.	Н.И. Батура, А.Я. Чудаков, Е.А. Сурков (<i>ЦАГИ</i>) Анализ особенностей работы омических нагревателей рабочего газа для аэродинамических исследований	22
14.	Д.В. Безруков, В.В. Власенко, М.А. Иванькин, А.Н. Морозов, В.М. Рыбаков (ЦАГИ) Система мультиспектральной панорамной визуализации потоков с горением	23
15.	Л.А. Бендерский, Д.А. Любимов, Д.Л. Мамышев, Н.А. Польняков, А.А. Постников (ЦИАМ) Расчет обтекания и аэродинамических характеристик ЛА на сверхзвуковых скоростях с помощью RANS и RANS/ILES методов высокого разрешения	25
16.	А.В. Бойко, В.И. Бородулин, И.И. Довгаль, А.Д. Дронов, А.В. Иванов, Д.А. Мищенко (<i>ИТПМ СО РАН</i>) Количественная оценка перехода к турбулентности в пограничных слоях с помощью инфракрасной термографии	26
17.	А.Л. Болсуновский, Н.Н. Брагин, Н.П. Бузоверя, И.Л. Черны- шев (<i>ЦАГИ</i>) Исследования модели малошумного дальнемагист- рального самолета интегральной схемы «ЛК-Титан»	27
18.	А.Л. Болсуновский, Н.Н. Брагин, Н.П. Бузоверя, Н.А. Пущин, С.И. Скоморохов, И.Л. Чернышев (ЦАГИ) Исследование обтекания аэродинамической компоновки БСМС с низким уровнем акустического воздействия	28
19.	А.В. Бондарев, С.С. Васин, Н.Д. Гвоздев, В.М. Коноплева, К.Г. Косушкин, Е.Б. Скворцов (ЦАГИ) Комплексная сравнительная оценка альтернативных вариантов концепции перспективного тяжелого вертолета	28
20.	Н.Н. Брагин, А.И. Сахарова, С.И. Скоморохов, В.В. Янин (<i>ЦАГИ</i>) Исследование аэродинамической компоновки скоростного дозвукового административного самолета с двигателями различной степени двухконтурности ТРДД	29
21.	В.И. Бузулук, Б.И. Гуревич, С.М. Михалев (<i>ЦАГИ</i>) Определение экономической эффективности применения различных видов топлива аэрокосмических и гиперзвуковых летательных аппаратов	30
22.	Х.Ф. Валиев, А.Д. Егорян (<i>ЦИАМ</i>) Исследование динамики одномерного течения газа с пересжатой детонационной волной с переключениями на волну Чепмена–Жуге и обратно в двигателе-полобном канале	31

23.	В.А. Вершков, Д.В. Гавловский, О.Е. Кириллов, Р.М. Мирга- зов, М.И. Мухаметшин (<i>ЦАГИ</i>) Экспериментальные исследова-	
	ния интегральных и распределенных аэродинамических характеристик модели «жесткого» несущего винта в АДТ	33
24.	В.В. Власенко, К.Д. Кудрявцева, А.Н. Морозов, М.В. Рыбаков, И.В. Сенюев ($\mathcal{U}A\Gamma\mathcal{U}$) Анализ спектров излучения высокоскоростного потока с горением	33
25.	Н.В. Воеводенко, А.А. Губанов, А.В. Панюшкин, Ю.Г. Шва- лев (<i>ЦАГИ</i>) Расчетно-экспериментальные исследования ламинарно-турбулентного перехода на поверхности тестовой модели при больших числах Маха	35
26.	А.М. Гайфуллин, Д.А. Гаджиев, В.В. Жвик, А.В. Зубцов, С.А. Накрохин (\mathcal{U} AГИ) Некоторые простые, но необычные течения вязкого газа	37
27.	М.Ф. Гарифуллин, С.А. Смотрова, А.В. Смотров (<i>ЦАГИ</i>) Построение математической модели повреждаемости авиаконструкции из ПКМ при ударе	38
28.	М.А. Головкин, А.А. Ефремов, Б.С. Крицкий, О.В. Павленко, В.Г. Ципенко (<i>ЦАГИ, МГТУ ГА</i>) Оценка коэффициентов сил, действующих на сверхбольших углах атаки и в штопоре на модель и натурный самолет	40
29.	В.Н. Голубкин, Г.Б. Сизых (<i>ЦАГИ, МФТИ</i>) Особенности структуры течения в окрестности критической точки тела, обтекаемого неоднородным сверхзвуковым потоком газа	41
30.	Ю.Н. Григорьев, И.В. Ершов (<i>ИВТ СО РАН, НГАУ</i>) Оценка зоны ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое колебательно возбужденного газа на пластине	42
31.	И.И. Гришин (<i>ЦАГИ</i>) Исследования в АДТ нестационарных аэродинамических характеристик с использованием динамически подобных управляемых моделей на стенде с одной продольной	
	либо боковой степенью свободы	44
32.	С.В. Гувернюк, А.Г. Кузьмин, М.М. Симоненко (<i>НИИ механики МГУ, СПбГУ</i>) Отрывные структуры при сверхзвуковом обтекании удлиненного осесимметричного тела под углом атаки	45
33.	Б.И. Гуревич, В.И. Бузулук, А.И. Дунаевский (<i>ЦАГИ</i>) Разработка технического задания на создание демонстратора технологий самолета короткого взлета и посадки с распределенной электрической силовой установкой	46
34.	Н.В. Гурылева, М.А. Иванькин, Д.А. Лапинский, А.К. Трифонов (<i>ЦАГИ</i>) Экспериментальные исследования характеристик регулируемых сверхзвуковых воздухозаборников	48

35.	И.А. Давлетшин, А.Н. Михеев, Н.И. Михеев (ИЭПТ КазНЦ РАН) Структура течения и теплообмен в канале за выступом на пульсирующих режимах	49
36.	Н.А. Докукова, П.Н. Конон (<i>Белорусский гос. ун-т</i>) Об оптимальном движении объекта, отслеживаемого вращающимися лучами и освещенным сектором	50
37.	С.М. Дроздов, В.Н. Бражко, Р.А. Давлеткильдеев, А.С. Ртишева, И.М. Шеметов, Д.С. Федоров (ЦАГИ) Экспериментальное исследование аэродинамического нагрева и процессов разрушения натурных элементов конструкции космических аппаратов на заданных режимах гиперзвукового обтекания	52
38.	С.М. Дроздов, А.Ю. Киреев, А.С. Ртищева, С.В. Чернов, В.Л. Юмашев (ЦАГИ) Влияние неравновесных физико-химических процессов на течение воздуха в тракте гиперзвуковой аэродинамической трубы	53
39.	С.М. Дроздов, Ю.Н. Нестеров, Д.С. Федоров, И.М. Шеметов ($\mathcal{L}A\Gamma U$) Экспериментальное и численное исследование выдува сверхзвуковой струи навстречу набегающему потоку с числом $M = 6$ и 8 в АДТ УТ-1 M	54
40.	О.В. Дружинин (<i>ЦАГИ</i>) Численные исследования интерференции воздушных винтов гибридного вертолета	56
41.	Е.В. Ермолаева, А.Ю. Яковлев (СПбГМТУ) Исследование пропульсивных характеристик движителя типа «машущее крыло»	57
42.	И.А. Знаменская, Е.Ю. Коротеева, М.И. Муратов, Н.Н. Сысоев, А.М. Шагиянова (<i>МГУ</i>) Визуализации динамических тепловых полей в ударной трубе	58
43.	И.А. Знаменская, И.В. Мурсенкова, Т.А. Кули-заде, Д.И. Татаренкова ($M\Gamma Y$) Газодинамическое течение, индуци-	60
44.	руемое плазменным актуатором на поверхности с уступом	61
45.	Е.Н. Кармадонова, К.Г. Косушкин (<i>ЦАГИ</i>) Развитие автоматизированной системы предварительного проектирования винто-	
46.	крылых летательных аппаратов	62

47.	О.М. Колесников (<i>ЦАГИ</i>) Влияние числа Маха на входе в модельный сверхзвуковой канал на эффективность процесса горения	65
48.	П.Н. Конон (<i>Белорусский гос. ун-т</i>) Бифуркации и неустойчивость равновесных состояний слоя жидкости на вращающемся цилиндре	66
49.	Г.Л. Королев, Т.А. Пименова (<i>ЦАГИ</i>) Численное исследование поперечного обдува длинных плохообтекаемых тел при больших числах Рейнольдса	67
50.	Т.А. Коротаева, В.П. Фомичев, М.А. Ядренкин (<i>ИТПМ СО РАН</i>) Численное и экспериментальное моделирование МГД-взаимодействия при гиперзвуковом обтекании затупленного тела	68
51.	К.Г. Косушкин, И.И. Лешихин, А.А. Охапкин, А.В. Смирнов, О.В. Сонин (<i>ЦАГИ</i>) Создание цифровых моделей в САПР транспортного вертолета	70
52.	К.Г. Косушкин, В.И. Маврицкий (<i>ЦАГИ</i>) Исследования по формированию облика многовинтового ЛА с гибридной силовой установкой	71
53.	А.Н. Крайко (<i>ЩИАМ</i>) Новая модель Большого взрыва и расширения Вселенной в ОТО с разлетом в пустоту газа, сжатого в точку	72
54.	К.Д. Кудрявцева, А.Н. Морозов, М.В. Рыбаков (<i>ЦАГИ</i>) Теневой прибор для исследования высокоскоростных потоков с горением	75
55.	Д.Н. Кузьмичев, В.Ю. Александров, Ю.М. Егоров (<i>ЦИАМ</i> , <i>МКБ «Горизонт»</i>) Экспериментальные подходы к решению проблемы инициирования горения топливо-воздушной смеси в камере сгорания огневого подогревателя воздушного потока	76
56.	А.П. Куршин, Н.И. Батура, А.Ю. Кармадонов (<i>ЦАГИ</i>) Нагреватели газа для гиперзвуковых аэродинамических труб с высокоплотными потоками	78
57.	А.В. Лавриненко, А.Ю. Яковлев (СПбГМТУ) Исследование гидродинамических характеристик эжекторного движителя	79
58.	Г.Н. Лаврухин, А.П. Быков, М.Г. Лоцманов, А.П. Мазуров, А.П. Падучев, В.А. Талызин, А.В. Шенкин (ЦАГИ) Аэрогазодинамические характеристики двухконтурных сопел современных и перспективных ТРДД с раздельным истечением потоков	80

59.	Г.Н. Лаврухин, А.П. Быков, М.Ю. Вовк, М.А. Иванькин,	
	А.Н. Крайко, С.Ю. Крашенинников, Е.Ю. Марчуков,	
	О.П. Минин, А.П. Мазуров, Г.П. Носков, К.Ф. Попович,	
	Ю.А. Сорокин, В.А. Талызин, Ю.И. Цыбизов, А.В. Шенкин (ДАГИ, ОКБ им. А.М. Люльки, ЦИАМ, ПАО «Туполев», ПАО «Корпорация "Иркут"», ОКБ Сухого, АО «Металлист-Самара») Проблемы аэрогазодинамики реактивных сопел современных и перспективных летательных аппаратов	83
(0		65
60.	А.В. Левицкий, П.М. Николаев, А.А. Никуленко, А.О. Шар- дин, А.А. Юстус (<i>ЦАГИ</i>) Экспериментальные исследования влияния обледенения на аэродинамические характеристики летательных аппаратов	84
61.	М.А. Ливеринова, Н.В. Тряскин (СПбГМТУ) Численное моделирование гидродинамических характеристик крыла, движущегося под свободной поверхностью	85
62.	А.П. Мазуров, С.А. Таковицкий (<i>ЦАГИ</i>) Построение оптимальной формы носовой части тела вращения при трансзвуковых скоростях	87
63.	А.Н. Михеев, В.М. Молочников, А.А. Паерелий (ИЭПТ КазНЦ РАН) Структура течения за некоторыми видами местных сопротивлений в каналах круглого сечения	89
64.	Н.И. Михеев, Р.Р. Шакиров (<i>ИЭПТ КазНЦ РАН</i>) Эволюция турбулентности в динамически неравновесном течении	90
65.	В.М. Молочников, А.Б. Мазо, Е.И. Калинин, А.А. Паерелий, М.А. Клюев (ИЭПТ КазНЦ РАН, КФУ, КНИТУ–КАИ) Закономерности формирования вихревых структур за препятствиями в канале на режимах ламинарно-турбулентного перехода	91
66.	А.А. Монахов, И.Л. Панкратьева, В.А. Полянский (<i>НИИ ме-ханики МГУ</i>) Электризация парогазовых кавитационных пузырьков при скольжении цилиндра по твердой поверхности в гидрофобной жидкости	93
67.	К.Д. Овчинников, А.Ю. Яковлев (СПбГМТУ) Определение характеристик неклассического судового движителя типа «поршневой насос» с помощью современных средств вычислительной гидродинамики	93
68.	О.В. Павленко, А.В. Петров, Е.А. Пигусов (<i>ЦАГИ</i>) Параметрические исследования обтекания высоконесущего крылового профиля с комбинированной энергетической системой увеличения подъемной силы крыла	94

69.	А.В. Редькин, А.И. Дунаевский, В.И. Бузулук, Р.П. Васильев (<i>ЦАГИ</i>) Результаты испытаний в аэродинамической трубе модели отсека крыла с обдувкой винтами электрической распреде-
	ленной силовой установки
70.	А.В. Редькин, К.Г. Косушкин, А.И. Дунаевский, С.Ю. Цюцюра, Н.Д. Гвоздев, С.Ф. Егошин (<i>ЦАГИ</i>) Оптимизация основных параметров и выбор компоновочных решений концепции преобразуемого ЛА с многовинтовой несущей системой и гибридной силовой установкой
71.	А.В. Родионов ($P\Phi \mathcal{H} \bot BHUU \ni \Phi$) Упрощенная модель искусственной вязкости для подавления ударно-волновой неустойчивости в методах типа Годунова
72.	А.А. Свириденков (<i>ЦИАМ</i>) Влияние давления в камере сгорания на характеристики факела распыливания, создаваемого пневматической форсункой
73.	Д.И. Серебряков, В.Ю. Александров, И.М. Гришин, М.А. Ильченко, Д.Н. Кузьмичев (ЦИАМ) Методы обеспечения надежности работы генераторов высокоэнтальпийных воздушных потоков
74.	О.В. Сонин, А.В. Бондарев, А.К. Иванюшкин, Е.В. Новогородцев, М.Н. Чанов (<i>ЦАГИ</i>) Проектирование вариантов кормовой силовой установки с отбором пограничного слоя фюзеляжа пассажирского самолета
75.	А.Я. Стерлин (<i>ЦАГИ</i>) Разработка высокочастотного модулятора звука для акустических испытаний на ресурс аэрокосмических конструкций
76.	В.А. Талызин, Г.Н. Лаврухин, М.Г. Лоцманов (<i>ЦАГИ</i>) Характеристики сопел распределенной силовой установки ТРДД
77.	А.М. Терешин (<i>ЦАГИ</i>) Управление пограничным слоем в сопряженных каналах
78.	А.К. Трифонов, Н.В. Гурылева, Д.А. Лапинский, Д.А. Рахманин ($\mathcal{L}\!$
79.	Н.В. Тряскин (СПбГМТУ) Численное исследование пропульсивных характеристик плавникового движителя
80.	Р.Я. Тугазаков (<i>ЦАГИ</i>) Роль берстингов в генерации турбулентной энергии и реализации самоподдерживающегося турбулентного течения при сверхзвуковом обтекании пластины
81.	А.В. Тупикин, В.Н. Зудов, В.Л. Крайнев, Г.Н. Грачев, А.Л. Смирнов (ИТПМ СО РАН, ИЛФ СО РАН) Оптический пробой воздуха в постоянном электрическом поле

82. А.В. Тупикин, П.К. Третьяков, В.Л. Крайнев, А.В. Постов, А.П. Калинина, В.П. Замураев (ИТПМ СО РАН) Инициирование псевдоскачкового режима горения в канале постоянного сечения	115
83. О.Н. Хатунцева (РКК «Энергия») О неустраненимости динамического хаоса в системах автономных дифференциальных уравнений типа системы Лоренца	
84. Ю.И. Цыбизов (<i>Самарский ун-т</i>) Опыт отработки по параметрам и надежности регулируемых сверхзвуковых сопел ТРДДФ тяжелых самолетов	117
85. Ю.И. Цыбизов (<i>Самарский ун-т</i>) Особенности течения сверх-звукового потока совершенного газа	119
86. С.И. Чепурко, А.Ю. Яковлев (СПбГМТУ) Моделирование работы безвального пластинчатого движителя средствами вычислительной гидродинамики	
87. Ю.А. Чиркунов (<i>НГАСУ</i>) Инвариантные самофокусирующиеся мощные ультразвуковые пучки, описываемые трехмерной обобщенной моделью Хохлова—Заболоцкой—Кузнецова нелинейной гидроакустики в кубически нелинейной среде	121
88. Ю.А. Чиркунов (<i>HГАСУ</i>) Инвариантное затухание мощных ультразвуковых пучков, описываемое трехмерной обобщенной моделью Хохлова–Заболоцкой–Кузнецова нелинейной гидроакустики в кубически нелинейной среде	122
89. В.И. Шалаев, З.Х. Выонг ($M\Phi T U$) О движении тонкого тела в	
однородном потоке	123
ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ	126
СОДЕРЖАНИЕ	129

ДЛЯ ЗАМЕТОК

МОДЕЛИ И МЕТОДЫ АЭРОДИНАМИКИ

Материалы Двадцатой международной школы-семинара

Редактор – *И.И. Липатов*Ответственный редактор – *С.В. Чернов*Компьютерная верстка – *О.Л. Чернова, С.В. Чернов*Технический секретарь – *В.В. Яшина*

Издательский отдел Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского

Подписано в печать 31.08.2020 г. Формат 60х88/16. Гарнитура Таймс. Бумага книжно-журнальная. Тираж 250 экз.