

## **Справка о научной школе ЦАГИ по направлению 05.07.01 "Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов"**

ЦАГИ входит в состав базовых организаций ведущих научных школ Российской Федерации. Имеются сложившиеся коллективы по ряду направлений научной деятельности, возглавляемые ведущими специалистами. Научные школы продолжают традиции, заложенные на протяжении почти 90-летней истории института, выполняют исследования на мировом уровне, осуществляют подготовку молодых научных кадров. В ЦАГИ объединены экспериментальные, теоретические и численные подходы изучения аэродинамики и процессов теплообмена, решаются фундаментальные проблемы и исследуются направления практического совершенствования летательных аппаратов.

Развитие экспериментальной базы ЦАГИ проходит под знаком расширения возможностей аэродинамических труб и установок, повышения точности и эффективности аэродинамических измерений. Эти цели достигаются за счет развития техники и методики эксперимента, внедрения передовых информационных технологий и средств автоматизации. Высокая скорость обработки больших массивов данных с использованием графического представления обеспечивает переход к практике проведения непрерывного эксперимента. Значительно сокращен цикл подготовки и отладки измерительного и технологического оборудования на этапе подготовки эксперимента. Повышена точность регулирования параметров потока: числа Маха и числа Рейнольдса. (Петроневи́ч В.В., Ереза А.Г., Горбушин А.Р., Швалев Ю.Г.).

Богатый опыт накоплен в области аэродинамики профиля и крыла, проведены фундаментальные исследования, разработаны инструменты математического моделирования. Выполнено построение профилей, для которых достигаются возможно большие значения критического числа Маха, после которого начинается рост волнового сопротивления при заданной подъемной силе. Специальная форма профилей с уплощенной верхней поверхностью обеспечивает значительное уменьшение местных скоростей и интенсивности замыкающей зону сверхзвукового течения скачка уплотнения. Необходимая подъемная сила создается за счет подрезки нижней поверхности профиля с отгибом вниз его хвостовой части. Применение сверхкритических профилей дало возможность, при сохранении скорости крейсерского полета, увеличить строительную высоту и удлинение крыла и обеспечить прирост аэродинамического качества. Для реализации преимуществ крыла большого удлинения проводится совершенствование сверхкритических профилей по направлению снижения волнового сопротивления при повышенных значениях коэффициента подъемной силы крейсерского полета. (Бюшгенс Г.С., Серебрянский Я.М., Микеладзе В.Г., Павловец Г.А., Дмитриев В.Г., Скоморохов С.И., Ляпунов С.В.).

Увеличение удельной нагрузки на крыло для скоростных пассажирских самолетов потребовало создания эффективной взлетно- посадочной

механизации, обеспечивающей высокие значения максимального коэффициента подъемной силы и необходимые величины аэродинамического качества. Разработаны теоретические методы для расчета характеристик механизированных крыльев. Экспериментально исследованы типы отрывного обтекания разрезного крыла, возникновение отрыва пограничного слоя на элементах механизации и отсоединенного отрыва потока. Предложена адаптивная механизация, обеспечивающая наилучшие аэродинамические характеристики на режимах взлета и посадки. Рассмотрено применение энергетических систем увеличения подъемной силы и снижения сопротивления. Исследована система комбинированного управления ламиниризацией обтекания, сочетающая отсос пограничного слоя в области передней кромки и использование эффекта естественной ламиниризации на основной части поверхности крыла. (Юдин Г.А., Павловец Г.А., Петров А.В., Баринов В.А., Степанов Ю.Г., Скоморохов С.И., Боксер В.Д., Лутовинов В.М.).

Взаимосвязь деформаций крыла и аэродинамической нагрузки определяет необходимость совместного решения задач аэродинамики и упругости. Теория упругого крыла позволяет выявить условия обращения в нуль момента крена (реверс элерона) в результате кручения и изгиба крыла под действием дополнительных аэродинамических сил при отклонении элерона. Наряду с эффективностью органов управления важной характеристикой являются шарнирные моменты (моменты относительно оси вращения). Зависимости шарнирных моментов от угла атаки и угла отклонения органа управления, как правило, имеют нелинейный характер. Исследовано влияние на шарнирные моменты формы органа управления и эффектов интерференции. При испытаниях в аэродинамических трубах используются специальные внутримодельные тензометрические весы. (Серебрянский Я.М., Микеладзе В.Г., Калинин А.И., Петроневич В.В., Малицкий Ю.А.).

Для высокоманевренных истребителей открыты возможности значительного увеличения несущих свойств. Реализация больших углов атаки обеспечивается внедрением вихревого обтекания, использованием стационарных вихревых структур. Вихри генерируются наплывом с острыми кромками, расположенным в корневой части крыла. Устойчивое вихревое течение над поверхностью таких крыльев сохраняется в широком диапазоне изменения угла атаки. Для обеспечения симметричного обтекания носовых частей фюзеляжей на больших углах атаки используются носовые части сложной формы с заостренными боковыми кромками (Бюшгенс Г.С., Иродов Р.Д., Федоренко Г.А., Песецкий В.А., Павленко А.А., Калашников С.В., Башкиров И.Г.).

Исследована проблема ослабления вихревого следа самолета, моделирования турбулентной атмосферы. В качестве инструментов исследования приняты аналитические и асимптотические подходы, расчетно-экспериментальные методы. Рассмотрены конкретные мероприятия по

повышению пропускной способности аэропорта. (Вышинский В.В., Гайфуллин А.М., Захаров С.Б., Судаков Г.Г.).

Проведены обширные исследования аэродинамики крыльев сложной формы в плане. Такие крылья представляют собой комбинацию крыла умеренного удлинения и вытянутого вперед наплыва с очень малым удлинением. Путем соответствующего выбора геометрических параметров можно построить несущие поверхности с нулевой разностью в положениях аэродинамического фокуса при малых дозвуковых скоростях и при сверхзвуковой крейсерской скорости. Таким образом, обеспечивается продольная балансировка без существенных потерь аэродинамического качества. Для компоновки сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения, в соответствии с требованиями двухрежимности полета, рассмотрено крыло с относительно большим удлинением. (Свищев Г.П., Васильев Л.Е., Климин А.В., Юдин В.Г.).

Одной из важнейших проблем, связанных с проектированием сверхзвукового пассажирского самолета, является проблема звукового удара. Выполнен анализ особенностей влияния режима полета самолета на распространение звукового удара в неоднородной атмосфере. Рассмотрены условия образования зон вторичного звукового удара. Получены оценки для минимально возможных уровней звукового удара. Исследуются направления совершенствования компоновки сверхзвукового самолета, обладающей высоким аэродинамическим качеством при минимальном уровне звукового удара. (Жилин Ю.Л., Коваленко В.В., Ивантеева Л.Г., Чернышев С.Л.).

Важным критерием эффективности крылатых ракет являются высокие маневренные свойства в разных направлениях движения. Такие характеристики обеспечивают аппараты неплоских схем ("+"-образные и "х"-образные). Создана нелинейная теория сверхзвукового обтекания плоских и крестообразных крыльев с использованием равномерно точных степенных рядов. Для компоновок ракет с воздушно-реактивным двигателем исследовано взаимное влияние элементов планера и воздухозаборных устройств, определено рациональное положение на корпусе. Разработаны аэродинамические схемы ракет с полуутопленными в корпусе воздухозаборниками, удовлетворяющие условиям размещения в пусковых устройствах ограниченных габаритов. (Притуло М.Ф., Ручьев В.М., Борисенко В.С., Миргазов М.Н., Пиотрович Е.В., Кусакин С.И., Сягаев В.Ф., Старухин В.П., Губанов А.А., Таковицкий С.А.).

В аэродинамике гиперзвуковых скоростей установлен обобщенный закон плоских сечений, согласно которому течение около тонкого тела, обтекаемого под произвольным углом атаки, эквивалентно неустановившемуся движению газа в плоскости, перпендикулярной продольной оси тела. Разработана теория обтекания волнолетов, поверхность которых образована поверхностями тока течений с плоскими скачками уплотнения. Развита асимптотическая теория интерференции элементов планера и силовой установки. Исследована организация слива пограничного слоя на входе в воздухозаборное устройство. Для ПВРД выявлена

возможность увеличения аэродинамического качества при отсутствии слива. (Сычев В.В., Майкапар Г.И., Келдыш В.В., Притуло М.Ф., Гусев В.Н., Губанов А.А.).

Представлен широкий спектр расчетных методов. Для описания течений используются как простейшие математические модели, так и модели вычислительной аэродинамики. Большой объем собранных материалов экспериментальных исследований облегчает отработку и тестирование расчетных методов. Разработаны потенциальные методы с учетом вязкости в рамках модели пограничного слоя. Расчет вязко-невязкого взаимодействия, характеристик пограничного слоя проводится итерационно. При этом моделируются не только безотрывные, но и отрывные течения. Для расчета обтекания пространственных конфигураций сложной геометрии разработаны методы и программы решения уравнений Эйлера и Навье-Стокса. Исследования проводятся с использованием однородных, многозонных, неструктурированных сеток. Рассматривается организация параллельных вычислений, адаптация схемы дискретизации к особенностям течения, устанавливается высокий порядок аппроксимации в узлах, расположенных в областях с большим градиентом параметров течения. Для исследования аэродинамики сверхзвуковых летательных аппаратов используются маршевые методы интегрирования уравнений движения. Достаточно эффективным оказалось упрощение системы уравнений Эйлера на основе обобщенного закона плоских сечений. (Егоров И.В., Лифшиц Ю.Б., Брутян М.А., Босняков С.М., Вышинский В.В., Ляпунов С.В., Ковалев В.Е., Карась О.В., Коваленко В.В., Воеводенко И.В., Таковицкий С.А., Волков А.В., Власенко В.В.).

Постоянное внимание уделяется поиску оптимальных аэродинамических форм, обеспечивающих достижение тех или иных оптимальных характеристик. Для околозвукового пространственного обтекания крыла разработан метод решения обратной задачи (определение формы, реализующей заданное распределение давления). Большие успехи достигнуты в области решения оптимизационных задач при использовании упрощенных моделей течения в сверхзвуковом диапазоне скоростей. При проектировании обводов обечайки гондолы двигателя получено решение задачи о теле вращения с протоком, обладающем минимальным внешним сопротивлением. Для треугольной пластины определено минимальное значение волнового сопротивления, связанного с созданием подъемной силы. Предложено полиномиальное представление деформации крыла сложной формы в плане и развит метод оптимизации формы срединной поверхности. Проведены систематические расчетно-экспериментальные исследования аэродинамических характеристик осесимметричных носовых частей степенной формы. В последние годы все более широкое распространение получают прямые методы оптимизации, в том числе градиентные и генетические. Решен ряд практических задач многокритериальной, многодисциплинарной оптимизации. В рамках модели Эйлера построены образующие носовых частей заданного удлинения с минимальным волновым сопротивлением. В постановке задачи допускается задание условия

сохранения внутреннего объема. Отмечено наличие участков краевого экстремума: переднего торца и цилиндрического участка. Выполнена многорежимная оптимизация крыла, проектируемого для регионального и административного самолетов. Для сверхзвукового самолета профилирование крыла и фюзеляжа проводится по условию минимизации лобового сопротивления и звукового удара на режиме крейсерского полета. Особое место занимают оптимизационные решения, представленные в аналитическом виде. В нелинейной постановке задачи получены аналитические представления для симметричного профиля и образующей носовой части осесимметричного фюзеляжа. (Никольский А.А., Коган М.Н., Жилин Ю.Л., Гродзовский Г.Л., Гладков А.А., Притуло М.Ф., Вышинский В.В., Кузнецов Е.Н., Ляпунов С.В., Голубкин В.Н., Николаев В.С., Таковицкий С.А., Карась О.В., Ковалев В.Е., Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Теперин Л.Л.).

Исследования по аэродинамике винтокрылых летательных аппаратов в ЦАГИ проводятся на мировом уровне. Имеется существенное продвижение в аэродинамике вертолетных профилей, разработано и испытано более 2-х десятков вертолетных профилей 5-ти поколений. Разработан комплекс методов и программ аэродинамического расчета несущего винта по дисковой и лопастной теориям в стационарной и нестационарной постановках, ориентированный на применение в системе проектирования аэродинамических и аэроупругих компоновок несущих винтов. Уникальные экспериментальные установки и методики позволяют проводить весь спектр экспериментальных исследований, направленных на формирование облика вертолета с высокими характеристиками. В ЦАГИ разработана компоновка несущего винта с высокими КПД и аэродинамическим качеством, низким уровнем шумоизлучения, позволившая достичь на летающей лаборатории максимальной скорости полета около 400 км/ч. (Анимича В.А., Вожаев Е.С., Головкин В.А., Головкин М.А., Г'орбань В.П., Кириллов О.Е., Крицкий Б.С., Леонтьев В.А., Миргазов Р.М., Никольский А.А., Тарасов Н.Н.).

Защита диссертаций по данной специальности проходит на заседании Диссертационного совета ФГУП «ЦАГИ».