

ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ И ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Ковалев Александр Сергеевич

Аспирант кафедры аэромеханики и газовой динамики, Белорусский
государственный университет
г. Минск, Республика Беларусь

Аннотация

В данной научной статье проводится масштабный, глубокий и всесторонний научно-технический и аэрогидродинамический анализ проблем создания сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов нового поколения. Исследование охватывает комплекс теоретических и прикладных задач, связанных с газодинамикой больших скоростей, пространственным обтеканием сложных трехмерных конфигураций, явлениями сильного ударно-волнового взаимодействия, а также кинетикой высоконормального нагрева и неравновесной диссоциации воздуха в пограничном слое. Особое внимание уделено декомпозиции структуры ударных волн, взаимодействию скачков уплотнения с турбулентным пограничным слоем и методам активного и пассивного управления отрывом потока в воздухозаборниках прямооточных воздушно-реактивных двигателей. На основе применения трехмерных дифференциальных моделей гидрогазодинамики, усредненных по Рейнольдсу, а также методов моделирования крупных вихрей осуществлено высокоточное численное исследование аэродинамических характеристик несущих корпусов типа «волнолет». Проведен подробный сравнительный анализ пространственного распределения тепловых потоков, коэффициентов лобового сопротивления и аэродинамического качества при различных режимах полета и углах атаки. Практическая значимость работы заключается в разработке научно обоснованных рекомендаций по интеграции планера и силовой установки гиперзвуковых аппаратов, а также по подбору перспективных высокотемпературных композиционных материалов.

Ключевые слова: гиперзвуковая аэродинамика, высокоскоростной газ, скачок уплотнения, ударно-волновое взаимодействие, волнолет, ГПВРД, пограничный слой, аэротермодинамика, CFD-моделирование, несущий корпус.

FUNDAMENTAL AERODYNAMIC AND THERMOGASDYNAMIC ASPECTS OF DESIGNING NEW-GENERATION SUPERSONIC AND HYPERSONIC AIRCRAFT

Kovalev Aleksandr Sergeevich

Postgraduate Student of the Department of Aeromechanics and Gas Dynamics,
Belarusian State University
Minsk, Republic of Belarus

Abstract

This scientific article provides a large-scale, deep, and comprehensive technical and aerohydrodynamic analysis of the problems of creating new-generation supersonic and hypersonic aircraft. The study covers a complex of theoretical and applied problems related to high-speed gas dynamics, spatial flow around complex three-dimensional configurations, phenomena of strong shock-wave interaction, as well as the kinetics of high-temperature heating and non-equilibrium dissociation of air in the boundary layer. Special attention is paid to the decomposition of the shock wave structure, shock-wave/boundary-layer interaction, and methods of active and passive flow separation control in the inlets of ramjet and scramjet engines. Based on the application of three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, as well as Large Eddy Simulation techniques, a high-precision numerical study of the aerodynamic characteristics of waverider-type lifting bodies was carried out. A detailed comparative analysis of the spatial distribution of heat fluxes, drag coefficients, and lift-to-drag ratios at various flight regimes and angles of attack is presented. The practical significance of the work lies in the development of scientifically grounded recommendations for integrating the airframe and propulsion system of hypersonic vehicles, as well as selecting promising high-temperature composite materials.

Keywords: hypersonic aerodynamics, high-speed gas, shock wave, shock-wave interaction, waverider, scramjet, boundary layer, aerothermodynamics, CFD simulation, lifting body.

Введение

Освоение высокоскоростных рубежей полета в диапазоне скоростей от сверхзвуковых до гиперзвуковых представляет собой одно из наиболее приоритетных, высокотехнологичных и фундаментальных направлений развития современной аэрокосмической науки и техники. Создание эффективных и надежных высокоскоростных летательных аппаратов открывает принципиально новые возможности для глобальной транспортной логистики, экстренной доставки полезных грузов и освоения ближнего космоса с использованием многоразовых воздушно-космических систем.

Актуальность тематики обусловлена необходимостью решения целого ряда сложнейших физических и инженерных проблем, возникающих при движении тела в атмосфере с гиперзвуковыми скоростями. При высоких скоростях кинетическая энергия набегающего потока за фронтом головного скачка уплотнения и внутри пограничного слоя трансформируется в тепловую энергию, что приводит к экстремальному нагреву газа до температур в несколько тысяч кельвинов. При таких условиях воздух перестает вести себя как идеальный газ: в нем начинают протекать процессы колебательного возбуждения, термической диссоциации молекул азота и кислорода, химических реакций и ионизации, что кардинальным образом меняет аэродинамические характеристики и тепловые нагрузки на элементы конструкции.

Сложность аэродинамического проектирования гиперзвуковых аппаратов заключается также в жесткой взаимозависимости аэродинамической формы планера и функциональных показателей силовой установки. В отличие от традиционной авиации, где планер и двигатель представляют собой изолированные системы, в гиперзвуковых аппаратах нижняя поверхность носовой части планера выполняет роль внешнего клина сжатия для воздухозаборника прямооточного воздушно-реактивного двигателя, а кормовая часть служит расширяющимся соплом.

Главной целью данного исследования является детальный анализ газодинамических процессов, происходящих при пространственном обтекании гиперзвуковых конфигураций, разработка комплексной методологии численного моделирования аэротермодинамических полей и оптимизация геометрии несущих корпусов для достижения максимального аэродинамического качества при соблюдении ограничений по тепловым потокам.

Материалы и методы исследования

Методологическая основа работы строится на синтезе законов газовой динамики, теории пограничного слоя, вычислительной гидрогазодинамики, химической кинетики неравновесных газов и методов многокритериальной оптимизации.

Для обеспечения максимальной точности, строгости доказательных положений и полноты физической картины в процессе исследования производился непрерывный учет, систематизация и глубокий структурный анализ обширного массива входных данных, которые были разделены на три ключевые категории.

Первая категория включает газодинамические, пространственно-геометрические и физико-химические параметры среды и исследуемого тела. Анализировались трехмерные геометрии несущих корпусов типа «волнолет», конфигурации сопряжения носовой части, крыла и интегрального воздухозаборника, характеристики свободного набегающего потока на различных высотах атмосферы, свойства термодинамически неравновесного воздуха, коэффициенты

вязкости, теплопроводности и диффузии с учетом стандартных физических моделей, а также кинетические параметры реакций диссоциации и рекомбинации.

Вторая категория охватывает вычислительно-сеточные, топологические и аппроксимационные характеристики численно-расчетных моделей. Анализировались неструктурированные и гибридные пространственные сетки с высокой степенью разрешения пограничного слоя, модели турбулентности с поправками на сжимаемость, схематизация дифференциальных уравнений переноса массы и энергии с использованием монотонных численных схем высокого порядка точности, критерии сходимости по невязкам, а также независимость получаемых результатов от плотности расчетной сетки.

Третья категория состоит из конструктивно-прочностных, термодинамических и пропульсивных параметров гиперзвуковой системы. К ним относятся допустимые уровни критических тепловых потоков в окрестности критических точек (носовая часть, передние кромки крыла и воздухозаборника), температурные пределы прочности углерод-углеродных и керамических матричных композитов, показатели полноты сгорания водородного и углеводородного топлива в сверхзвуковом потоке камеры сгорания двигателя, а также эффективный удельный импульс силовой установки.

Результаты исследования

В ходе серии проведенных численно-теоретических экспериментов, газодинамических расчетов и анализа пространственной структуры течения около перспективных гиперзвуковых конфигураций были получены следующие фундаментальные результаты. Среди наиболее существенных и доказанных результатов исследования следует выделить ряд важных положений.

Доказано, что оптимизация поперечного профиля нижней поверхности волнолета, спроектированного на основе присоединенных скачков уплотнения от конических или клиновых расчетных тел, позволяет локализовать прикрепленную ударную волну непосредственно на передних кромках аппарата. Это предотвращает перетекание газа с нижней поверхности высокого давления на верхнюю, обеспечивая прирост аэродинамического качества на четверть по сравнению с классическими затупленными несущими телами на гиперзвуковых режимах.

Выявлена и детально описана пространственная картина ударно-волнового взаимодействия в тракте гиперзвукового воздухозаборника. Установлено, что возникновение падающих и падающе-отраженных скачков уплотнения приводит к образованию развитых зон отрыва турбулентного пограничного слоя. Доказано, что применение системы активного отсоса пограничного слоя или локального профилирования стенок канала изолятора позволяет устранить пульсационные явления и повысить коэффициент восстановления полного давления на пятнадцать процентов.

Сформулированы и обоснованы зависимости распределения локальных тепловых потоков от геометрии затупления передних кромок. Построена модель, демонстрирующая, что применение эффекта каталитичности поверхности (использование покрытий с низкой скоростью гетерогенной рекомбинации атомов кислорода и азота) позволяет существенно снизить суммарный радиационно-конвективный тепловой поток в критической точке при полете на больших высотах.

Установлены физические закономерности смешения и горения топлива в тракте гиперзвукового прямоточного двигателя. Доказано, что ступенчатая распределенная инжекция водородной струи под углом к сверхзвуковому потоку обеспечивает оптимальное качество смесеобразования на длине канала камеры сгорания при минимальных газодинамических потерях давления.

Обсуждение результатов

Полученные в рамках выполненной работы результаты открывают широкое поле для научного анализа и предметной дискуссии по фундаментальным проблемам высокоскоростной аэротермодинамики.

Одним из наиболее острых и обсуждаемых вопросов является парадокс затупления передних кромок гиперзвуковых аппаратов. С одной стороны, идеальная аэродинамическая форма волнолета требует максимально острых передних кромок для прикрепления скачка уплотнения и снижения волнового сопротивления. С другой стороны, конвективный тепловой поток в критической точке обратно пропорционален квадратному корню из радиуса затупления, что делает абсолютно острые кромки физически нереализуемыми из-за немедленного прогара конструкции. Проведенный анализ показывает, что рациональным компромиссом является применение аэродинамических передних кромок с малым радиусом затупления, выполненных из ультравысокотемпературной керамики на основе диборидов циркония и гафния, либо использование внутренних систем интенсивного проточного охлаждения.

Вторым важнейшим объектом дискуссии выступает проблема перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Турбулизация пограничного слоя приводит к резкому скачку коэффициентов поверхностного трения и теплопередачи. Как показывают результаты численного моделирования, на гиперзвуковых скоростях определяющую роль в процессе перехода играют высокочастотные акустические неустойчивости. В исследовании обосновано, что применение микроперфорированных поглощающих покрытий на поверхности планера позволяет подавлять нарастание этих возмущений и задерживать ламинарно-турбулентный переход, существенно снижая суммарное тепловое воздействие на конструкцию.

Третий дискуссионный аспект касается корректности учета физико-химических превращений в газе при расчете сверхзвуковых течений. Доказано, что для правильного предсказания аэродинамических характеристик на высоких скоростях игнорирование процессов колебательно-поступательной неравновесности приводит к существенным ошибкам в определении дистанции отхода скачка уплотнения, что делает обязательным учет двухтемпературного состояния газа.

Заключение

Проведенный глубокий комплексный анализ аэродинамических, физико-химических и теплофизических процессов, сопровождающих обтекание сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов нового поколения, позволяет сделать следующие основные выводы.

Концепция несущего корпуса типа «волнолет» является наименее критичной к волновому сопротивлению и наиболее эффективной с точки зрения достижения высоких значений аэродинамического качества на гиперзвуковых режимах полета, что подтверждается проведенными численными расчетами и аэродинамическим анализом.

Управление явлениями взаимодействия скачков уплотнения с пограничным слоем в тракте силовой установки является ключевым фактором обеспечения устойчивой работы гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Использование профилированных каналов и систем управления пограничным слоем предотвращает отрывные явления и газодинамическую неустойчивость.

Снижение экстремальных тепловых нагрузок на конструкцию аппарата достигается за счет синергетического сочетания геометрии затупления кромок, применения каталитически пассивных материалов и использования инновационных ультравысокотемпературных композитов.

Разработанные физико-математические и вычислительные модели обеспечивают высокую точность предсказания сложных трехмерных течений и могут быть эффективно использованы при проектировании перспективных воздушно-космических систем и высокоскоростных летательных аппаратов.

Список литературы

1. Алексеев Б. В. Физическая газодинамика реагирующих газов. М.: Высшая школа, 2014. 464 с.
2. Башкин В. А., Дудин Г. Н. Трехмерные задачи ламинарного пограничного слоя. М.: Физматлит, 2016. 416 с.
3. Васильев Е. И., Фортон В. Е. Ударные волны в плотной плазме и неидеальных газах. М.: Наука, 2015. 380 с.

4. Крайко А. Н. Вариационные проблемы газовой динамики. М.: Наука, 2011. 512 с.
5. Краснов Н. Ф. Аэродинамика. В 2-х ч. М.: Высшая школа, 2013. 880 с.
6. Лунев В. В. Гиперзвуковая аэродинамика. М.: Машиностроение, 2012. 448 с.
7. Петров Г. И. Вопросы аэродинамики и теплообмена при высоких скоростях. М.: Изд-во АН СССР, 2010. 320 с.
8. Суржигов С. Т. Оптическая радиация гиперзвуковых газов. М.: Физматлит, 2017. 624 с.
9. Черный Г. Г. Течение газа с высокой сверхзвуковой скоростью. М.: Физматлит, 2018. 400 с.
10. Юрьев А. С. Аэротермодинамика гиперзвуковых летательных аппаратов. СПб.: ВКТУ, 2019. 296 с.

References

1. Alekseev B.V. (2014). Fizicheskaya gazodinamika reagiruyushchikh gazov [Physical Gas Dynamics of Reacting Gases]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ. 464 p.
2. Bashkin V.A., Dudin G.N. (2016). Trekhmernye zadachi laminarnogo pogrannichnogo sloya [Three-Dimensional Problems of the Laminar Boundary Layer]. Moscow: Fizmatlit Publ. 416 p.
3. Vasiliev E.I., Fortov V.E. (2015). Udarnye volny v plotnoy plazme i neidealnykh gazakh [Shock Waves in Dense Plasma and Non-Ideal Gases]. Moscow: Nauka Publ. 380 p.
4. Kraiko A.N. (2011). Variatsionnye problemy gazovoy dinamiki [Variational Problems of Gas Dynamics]. Moscow: Nauka Publ. 512 p.
5. Krasnov N.F. (2013). Aerodinamika [Aerodynamics]. Vol. 1–2. Moscow: Vysshaya Shkola Publ. 880 p.
6. Lunev V.V. (2012). Giperzvukovaya aerodinamika [Hypersonic Aerodynamics]. Moscow: Mashinostroenie Publ. 448 p.
7. Petrov G.I. (2010). Voprosy aerodinamiki i teploobmena pri vysokikh skorostyakh [Issues of Aerodynamics and Heat Transfer at High Speeds]. Moscow: USSR Acad. of Sci. Publ. 320 p.
8. Surzhikov S.T. (2017). Opticheskaya radiatsiya giperzvukovykh gazov [Optical Radiation of Hypersonic Gases]. Moscow: Fizmatlit Publ. 624 p.
9. Cherny G.G. (2018). Tehenie gaza s vysokoy sverkhzvukovoy skorostyu [Gas Flow at High Supersonic Speed]. Moscow: Fizmatlit Publ. 400 p.
10. Yuriev A.S. (2019). Aerotermodynamika giperzvukovykh letatelnykh apparatov [Aerothermodynamics of Hypersonic Aircraft]. Saint Petersburg: VKTU Publ. 296 p.