

Computational Simulation of Re-Entry of the Space Shuttle Orbiter into the Dense Layers of the Earth's Atmosphere

A.L. Zheleznyakova

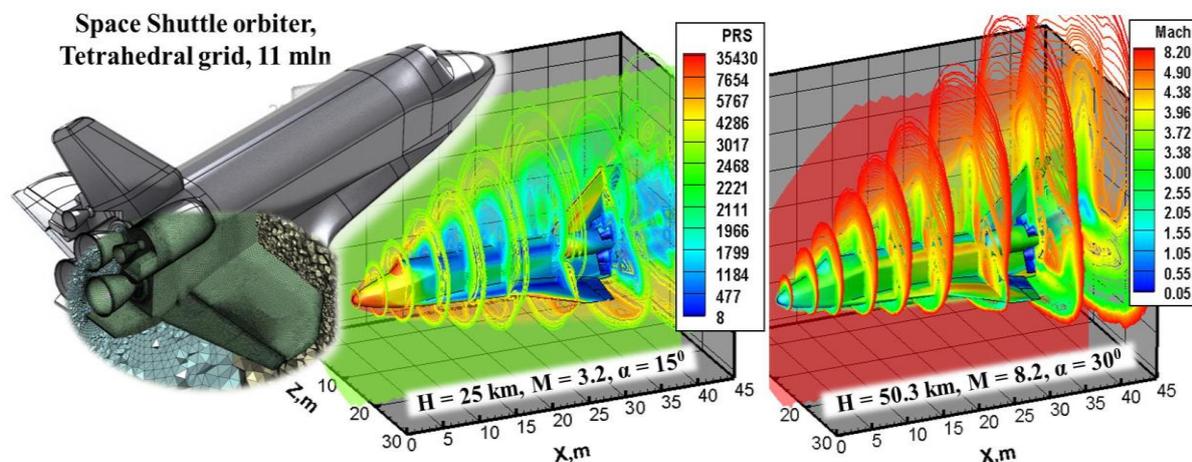
*A.Yu. Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences,
Moscow, 119526, Russia*

a.zheleznyakova@mail.ru

Abstract

This work presents the results of the computational analysis for Shuttle orbiter re-entry into the dense layers of the Earth's atmosphere along the nominal return trajectory. The computations are performed using the software package for numerical simulation of aerothermodynamics and aerophysics of arbitrary high-speed aircraft configurations developed in Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences (IPMech RAS). A numerical investigation has been conducted under initial conditions corresponding to points along the lower part of the trajectory on which the aerodynamic control surfaces become effective, over a wide range of angles of attack, heights and velocities. A series of the most realistic virtual surfaces, which contain all the basic elements of the complex prototype configuration and corresponding surface grids as well as volume meshes are created. The developed simulation model is equipped with a full set of flight control surfaces, among which are: elevons, body flap and two-part rudder. The complex flow pattern, the interactions of shock waves formed around the three-dimensional orbiter model, the thermal and aerodynamic loads on the aircraft surface, and the effect of variation of flight conditions on these characteristics are predicted for winged aerospace plane arrangement. The efficiency and control-surfaces deflection effect on the local and integral aerodynamic characteristics (aerodynamic forces and moments) of the manned orbiter vehicle are investigated for several trajectory points under consideration.

Keywords: reusable space transportation system, controlled atmospheric entry, gas dynamics, numerical simulation, computational aerodynamics, software systems, unstructured mesh, computer-aided design (CAD), virtual prototype, comprehensive 3D models.



The computer Shuttle orbiter geometry, tetrahedral computational grid, and the flow structure (pressure field, Pa, and Mach number distribution) around a complex configuration under the conditions corresponding to a pair of points along the lower part of the return trajectory

УДК 533.6.01+519.6

Компьютерное моделирование спуска орбитальной ступени космической системы Space Shuttle в плотных слоях атмосферы Земли

А.Л. Железнякова

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, 101-1
a.zheleznyakova@mail.ru*

Аннотация

В работе представлены результаты имитационного моделирования спуска орбитальной ступени космической транспортной системы Space Shuttle в плотных слоях атмосферы при движении по номинальной траектории. Расчеты выполнялись с использованием программного комплекса для численного моделирования аэротермодинамики и аэрофизики интегральной компоновки высокоскоростного летательного аппарата произвольной формы, разработанного в Институте проблем механики им. А.Ю.Ишлинского РАН (ИПМех РАН). Скорость, высота и углы атаки варьировались в широком диапазоне, определяемом условиями нижнего участка траектории, на котором становятся эффективными аэродинамические управляющие поверхности. Для исследуемой сложной пространственной конфигурации построена серия максимально реалистичных виртуальных поверхностей, содержащих все основные конструктивные элементы прообраза, и соответствующие поверхностные и объемные сеточные модели. Разработанная имитационная модель оснащена полным набором отклоняемых органов управления: элевонами, подфюзеляжным балансировочным щитком, двухсекционным рулем направления. Для компоновки крылатого воздушно-космического самолета получены: конфигурация поля течения; структура и характер взаимодействия ударных волн, образующихся при обтекании сложной пространственной модели космоплана; тепловые и аэродинамические характеристики поверхности летательного аппарата; характер изменения указанных параметров от режима полета. Для нескольких траекторных точек рассматриваемого участка исследована эффективность управляющих поверхностей, а также влияние отклонения различных органов управления на локальные, интегральные и моментные аэродинамические характеристики пилотируемого орбитального корабля.

Ключевые слова: многоразовая космическая транспортная система, управляемый спуск в атмосфере, газовая динамика, математическое моделирование, вычислительная аэродинамика, программные комплексы, неструктурированные сетки, автоматизированное проектирование, виртуальный прототип, трехмерные реалистичные модели.

1. Введение

Программа по разработке космических кораблей Space Shuttle была инициирована в 1969 году по поручению Национального агентства США по авиации и исследованию космического пространства (NASA). Главной задачей проекта, который в 1971 году получил официальное название “Космическая транспортная система” (Space Transportation System, STS), являлось создание многоразового транспортного космического корабля, предназначенного для челночной доставки полезных грузов на околоземную орбиту и обратно, проведения научных исследований, обслуживания орбитальных космических аппаратов. Основную цель – снижение стоимости вывода грузов на низкую околоземную орбиту, планировалось достичь путем многократного использования дорогостоящего оборудования.

При разработке многоразовых транспортных систем применялся предыдущий опыт и ряд технических решений, успешно реализованных в ходе выполнения лунной программы “Аполлон” в 1960-х годах. В частности, в конструктивную схему нового космического корабля, окончательный облик которого был сформирован в 1972 г., были включены многоразовые твердотопливные ускорители, сбрасываемый внешний топливный бак и орбитальный космоплан, оснащенный тремя маршевыми двигателями.

В рамках проекта было построено пять аппаратов Space Shuttle (рис. 1, табл. 1) и один экспериментальный прототип.



Рис. 1. Пять аппаратов Space Shuttle, созданных в рамках программы “Космическая транспортная система” [1]

Таблица 1

Краткие сведения о космических кораблях серии Space Shuttle [2, 3]

Корабль Space Shuttle	Первый полет (миссия)	Последний полет (миссия)	Число полетов
Enterprise (OV-101)	–	–	–
Columbia (OV-102)	12.04.81 (STS-1)	Катастрофа 01.02.03 (STS-107)	28
Challenger (OV-099)	04.04.83 (STS-6)	Катастрофа 28.01.86 (STS-51L)	10
Discovery (OV-103)	30.08.84 (STS-41D)	24.02.11 (STS-133)	39
Atlantis (OV-104)	03.10.85 (STS-51J)	08.07.11 (STS-135)	33
Endeavour (OV-105)	07.05.92 (STS-49)	16.05.11 (STS-134)	25

Первым был построен прототип орбитальной ступени Space Shuttle – летающая лаборатория Enterprise OV-101 (Orbiter Vehicle), которая в конце 70-х гг. использовалась для отработки режимов полета и посадки на атмосферном участке траектории, наземных вибрационных испытаний, а также подготовительных работ на стартовых площадках. Экспериментальный прототип Enterprise выполнил серию полетов на специально переоборудованном Boeing-747, в том числе несколько самостоятельных планирующих полетов с отделением от самолета-носителя и посадкой в пилотируемом режиме. Enterprise не предназначался для космических полетов, поэтому не был оснащен двигательными установками и тепловой защитой.

Пять остальных полнофункциональных аппаратов осуществляли полеты в космос с 12 апреля 1981 года по 21 июля 2011 года. Кроме прототипа Enterprise были построены еще два полномасштабных макета. Первый (OV-100) – выставочный экспонат, который установлен в демонстрационном комплексе Космического центра Кеннеди. Второй (OV-098) – макет для отработки транспортировки и технического обслуживания челноков в настоящее время выставлен в Ракетно-космическом центре в Хантсвилле.

Орбитальный аппарат Columbia (OV-102) был изготовлен и передан Космическому центру NASA им. Кеннеди в 1979 году. Первый космический полет корабля Space Shuttle Columbia состоялся 12 апреля 1981 года. За время своей службы шаттл совершил 28 рейсов на орбиту Земли и провел в космосе 300 дней. Во время своего последнего полета 1 февраля 2003 года при входе в атмосферу Земли космический челнок потерпел катастрофу, причиной которой стало разрушение теплоизоляционной обшивки корабля при старте.

Челнок Challenger (OV-099) был построен к июлю 1982 года и совершил свою первую орбитальную миссию 4 апреля 1983 года. Шаттл потерпел катастрофу при десятом запуске 28 января 1986 года. Разрушение хвостового крепления правого твердотопливного ускорителя и несущих структур привело к повреждению внешнего топливного бака и детонации топлива на 73-й секунде полета.

Многоразовый транспортный космический корабль Discovery (OV-103) был передан NASA в ноябре 1982 года. Первый полет в космос летательный аппарат совершил 30 августа 1984 года. За неполных 27 лет службы Discovery совершил 39 полетов на орбиту Земли и провел в космосе 365 дней. После успешного завершения своей последней мисси 9 марта 2011 года он был передан в Национальный музей авиации и космонавтики в Вашингтоне.

Четвертый Space Shuttle Atlantis (OV-104) был готов к эксплуатации в апреле 1985 года. Его конструкция была существенно доработана и модифицирована с учетом недостатков, выявленных в процессе эксплуатации первых космических кораблей. При строительстве многоразовой транспортной системы Atlantis было внесено большое число улучшений по сравнению с предшествующими шаттлами. Первая орбитальная миссия челнока началась 3 октября 1985 года. С октября 1985 по июль 2011 года он совершил 33 космических полета и провел на орбите 307 суток.

Пятый многоразовый транспортный корабль – Space Shuttle Endeavour (OV-105) было решено построить взамен потерпевшего катастрофу шаттла Challenger. Аппарат Endeavour пополнил флот американских космических челноков в 1991 году и совершил свой первый полет 7 мая 1992 года. За время службы шаттл выполнил 25 полетов на орбиту Земли и провел в космосе 299 дней. Свою последнюю миссию Endeavour завершил успешной посадкой на взлетно-посадочную полосу космического центра им. Кеннеди 1 июня 2011 года.

За 30 лет эксплуатации пять шаттлов совершили 135 полетов, 21 152 витка вокруг Земли и пролетели 872.7 млн км.

Многоразовыми системами Shuttle на орбиту, которая располагалась на высоте 200 – 500 км, было доставлено 1.6 тыс. тонн грузов. Максимальная масса полезной нагрузки, выводимой аппаратами на низкую опорную круговую орбиту с минимальным наклоном около 28° (широта космодрома Канаверал), составляла 24.4 т.

На шаттлах осуществлялись только пилотируемые запуски с экипажем до 8 человек. Космические челноки доставили в космос 355 астронавтов. Орбитальный самолет был рассчитан на двухнедельное пребывание на орбите. Самый продолжительный полет (STS-80), который длился 17 суток, совершил Space Shuttle Columbia [2–4].

Запуск космической системы (рис. 2) выполняется вертикально, на полной тяге собственных маршевых двигателей шаттла и двух боковых твердотопливных ускорителей (общая тяга при старте 30 806 кН), при этом последние на начальном участке траектории создают около 80 % стартовой тяги системы (тяга двигателей двух ускорителей 25 500 кН). Силовые установки орбитального ракетоплана получают топливо из внешнего подвесного бака. Ускорители работают в течение 123 с после старта, отделяются на высоте около 45 км,

приводняются на парашютах в океан и, после ремонта и перезаправки, используются повторно.

Дальнейший подъем, и разгон системы осуществляется тремя собственными разгонными маршевыми двигателями ЖРД Rocketdyne (RS-25), которыми оснащен орбитальный ракетоплан. Разгонные двигатели подпитываются жидким водородом и кислородом из большого подвешного топливного бака, начинают работу за 6.6 секунд до момента отрыва от стартового стола, и выключаются незадолго до отделения внешнего топливного бака. Их работа прекращается на высоте 105 км. Внешний топливный бак, который служит каркасом всей конструкции, отбрасывается через 8.5 минут на высоте 113 км и сгорает в атмосфере. На данном этапе скорость орбитального корабля еще недостаточна для выхода на устойчивую низкую круговую орбиту (челнок выходит на баллистическую траекторию) и требуется дополнительный разгонный импульс до выведения на орбиту. Этот кратковременный импульс выдается двигателями системы орбитального маневрирования через 90 секунд после отделения бака – в момент, когда челнок, продолжая движение по баллистической траектории, достигает ее апогея. Таким образом, вторая ступень многоразовой космической системы – орбитальный пилотируемый ракетоплан Space Shuttle выходит на околоземную орбиту. На любом этапе процесса выведения предусмотрена возможность прекращения полета при возникновении аварийной ситуации с последующим возвращением в район стартового комплекса.



Рис. 2. Внешний вид многоразового транспортного космического корабля Space Shuttle и его орбитальной ступени [1]

После формирования низкой околоземной орбиты, параметры которой определяются задачами выполняемой миссии, производится сброс остатков топлива из системы маршевых двигателей и вакуумирование их топливных магистралей. Кораблю придается необходимая осевая ориентация. Раскрываются створки грузового отсека, которые служат также и радиаторами системы терморегуляции корабля. Системы корабля приводятся в конфигура-

цию орбитального полета (орбитер развернут днищем в сторону открытого космоса и раскрытым грузовым отсеком к Земле). Для совершения маневров на орбите и схода с нее используются два двигателя системы орбитального маневрирования (СОМ) тягой 27 кН каждый. Кроме того СОМ включает задний и передний ряд двигателей реактивной системы управления, расположенных в хвостовой и носовой частях космолана соответственно. Эти двигатели малой тяги предназначены для ориентации космического корабля на орбите. Силовые установки системы орбитального маневрирования используют в качестве горючего метилгидразин, и тетраоксид диазота – в качестве окислителя. Топливо для этих двигателей хранится на борту орбитального самолета.

Спуск с орбиты, включающий вход в атмосферу, торможение и посадку, является наиболее сложным и ответственным этапом. Маневр выполняется по стандартной схеме, характерной для всех кораблей Space Shuttle. Этапу входа в атмосферу предшествует маневр торможения (рис. 3).

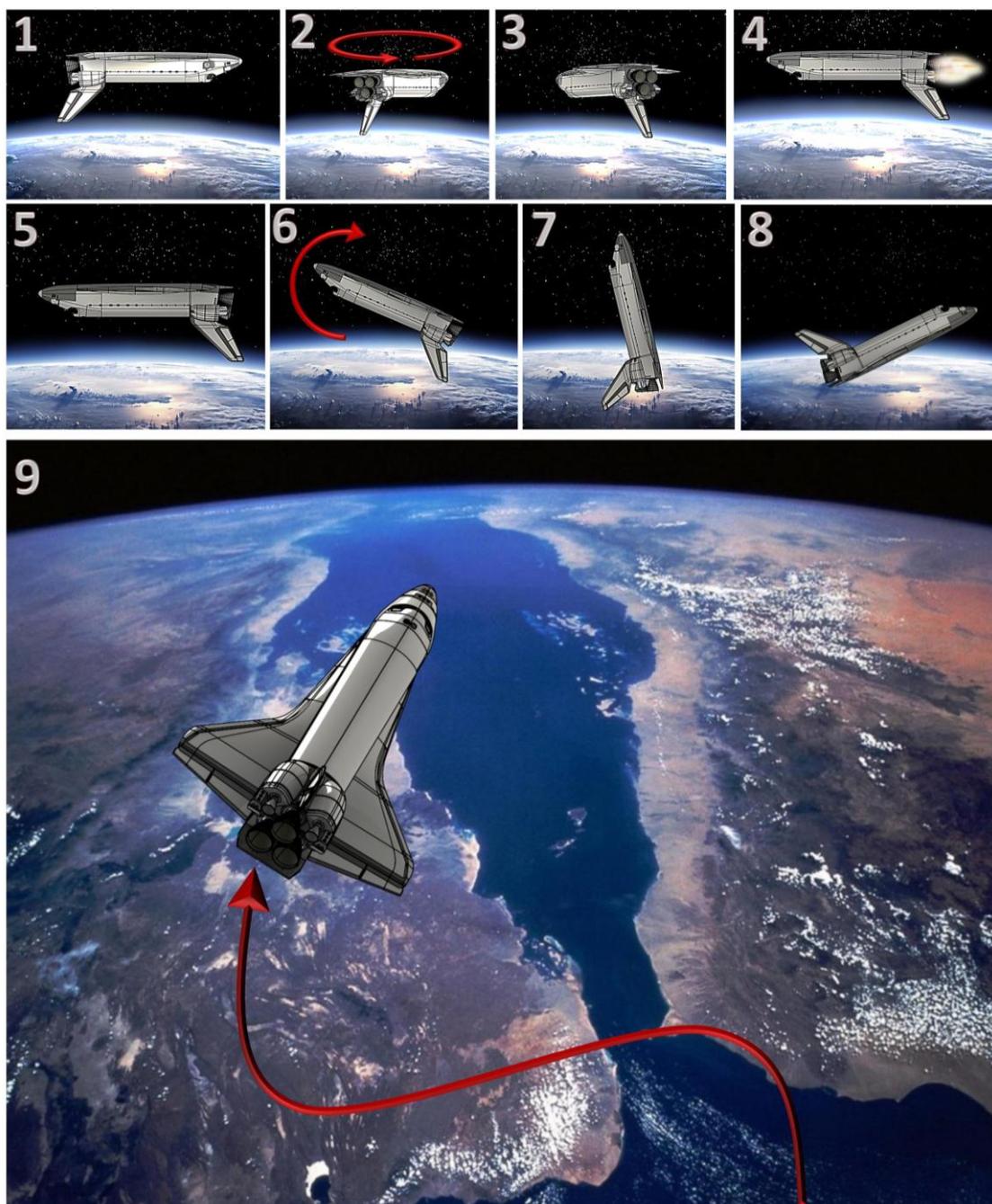


Рис. 3. Основные этапы спуска с орбиты ракетоплана Space Shuttle

Из своего исходного перевернутого положения (самолет расположен днищем к открытому космосу) орбитер разворачивают на 180° по углу рыскания (вокруг нормальной оси), ориентируя хвостовой частью вперед по направлению вектора скорости. Двигатели орбитального маневрирования выдают короткий тормозной импульс длительностью 2.5 минуты. Снижения орбитальной скорости (7.8 км/с) на 100 м/с достаточно для того, чтобы перигей орбиты оказался ниже условной границы атмосферы Земли. После отработки тормозного импульса аппарат разворачивают по тангажу (относительно поперечной оси) на 140° . Таким образом, в точке входа в атмосферу угол атаки орбитера составляет 40° . Вход осуществляется через 28 мин после подачи тормозного импульса на высоте около 122 км при экстремально высокой скорости, соответствующей ($M \sim 25$). При осуществлении спуска в атмосфере по штатной траектории предусматривается выполнение около пяти маневров типа “змейка” (рис. 3, внизу). Сохраняя угол тангажа около 40° , корабль выполняет несколько S-образных поворотов с креном до 70° . Маневры позволяют эффективно гасить скорость в верхних слоях атмосферы и уменьшить подъемную силу крыла, действие которой нежелательно на данном этапе. Продолжительность полета от момента входа в плотные слои атмосферы до момента приземления составляет чуть более получаса. При этом космоплан пролетает в пределах атмосферы около 7000 км. Орбитер совершает посадку как самолет, планируя с орбиты на взлетно-посадочную полосу.

Планирующий характер траектории спуска в атмосфере определяется аэродинамическими характеристиками крылатых орбитальных кораблей Space Shuttle. Траектория характеризуется более медленным торможением (по сравнению с баллистическим спуском), значительным снижением перегрузок (с $8 \div 10 g$ до $1.5 g$), что особенно важно для пилотируемых миссий. При этом удается несколько снизить интенсивность тепловых нагрузок на поверхность спускаемого аппарата, однако длительность их воздействия значительно возрастает.

Изначально предполагалось, что корабли Space Shuttle к 1990 году будут выполнять по 24 старта в год, и каждый из них совершит до 100 полетов в космос, но на практике было произведено всего 135 запусков. Программа “Космическая транспортная система” была закрыта в 2011 году. Последний старт был осуществлен 8 июля 2011 года кораблем Space Shuttle Atlantis. Миссия завершилась 21 июля 2011 года.

Несмотря на то, что космические корабли многоразового использования не оправдали в полной мере возлагавшихся на них надежд по снижению стоимости выведения полезного груза на орбиту, в настоящее время стал возможен дальнейший прогресс в области разработки космических транспортных систем нового поколения благодаря развитию современных технологий и появлению инновационных материалов. Успех данного направления определяется комплексным подходом к решению практических задач сверхзвуковой аэротермодинамики космических аппаратов, который объединяет экспериментальные и расчетно-теоретические методики.

В условиях сжатых сроков, разработка перспективных образцов ракетно-космической техники проводится с использованием современных технологий автоматизированного проектирования [5–10]. Реализация концепции и формирование технического облика изделия выполняется главным образом на основе численного анализа. При этом от компьютерных моделей, для верификации которых проводится ограниченная серия натурных испытаний, требуется предельная точность. На стадии наземных и летных испытаний прототипов численное моделирование эффективно применяется для экстраполяции результатов наземных экспериментов на реальные условия спуска космического аппарата в атмосфере, численного экспресс-анализа для выбора оптимальной траектории, быстрой интерпретации экспериментальных данных.

Целями настоящей работы, как и ряда предшествующих исследований [11–18], являются:

- совершенствование средств математического моделирования и численных методик расчета сверхзвуковых течений;
- повышение достоверности моделей аэротермодинамики интегральных компоновок высокоскоростных летательных аппаратов, которые разрабатываются расчетно-теоретической группой ИПМех РАН в течение многих лет [11–25];
- выполнение полного технологического цикла компьютерного моделирования аэротермодинамики произвольной конфигурации – от создания трехмерной модели поверхности сложной геометрии, до получения полного набора аэротермодинамических данных, представляющих наибольший интерес для инженеров-разработчиков;
- демонстрация возможностей разрабатываемых программных средств для компьютерной поддержки всех этапов проектирования перспективных изделий ракетно-космической техники.

Для решения поставленных задач создан максимально реалистичный виртуальный прототип орбитальной ступени многоцветной космической транспортной системы, за прообраз которого выбран ракетоплан грузового корабля Space Shuttle Atlantis. Разработанная компьютерная модель учитывает основные конструктивные элементы прообраза, включая отклоняемые органы управления. Комплексная информационная модель включает математическое представление сложной пространственной конфигурации, поверхностные и объемные сетки, а также модели вычислительной газовой динамики сверхзвуковых течений, построенные на основе решения полной системы уравнений сплошной среды (уравнений Навье – Стокса). Несмотря на то, что компьютерная модель поверхности построена на основе большого объема общедоступных информационных ресурсов, включающих чертежи и конструктивно-компоновочные схемы, она не является полным аналогом реального изделия, однако повторяет все основные конструктивные особенности последнего.

С использованием разработанных моделей получен полный набор газодинамических данных для рассматриваемой компоновки космического корабля в нескольких точках нижнего участка номинальной траектории. Проведены оценки внешних аэродинамических и тепловых нагрузок, определены локальные, интегральные и моментные аэродинамические характеристики виртуального прототипа, исследовано влияние отклонения органов управления на указанные характеристики и параметры. Моделируемый участок траектории выбирался исходя из соображений применимости приближений сплошной среды и совершенного газа, а также достаточной эффективности аэродинамических управляющих поверхностей. Кроме этого, на рассматриваемом участке продолжается интенсивное торможение, поэтому данный этап также характеризуется критичными тепловыми нагрузками.

2. Виртуальная модель поверхности орбитального самолета с отклоняемыми аэродинамическими органами управления

В качестве прообраза виртуального прототипа была выбрана конфигурация орбитальной ступени многоцветной транспортной системы Space Shuttle Atlantis (см. рис. 2). Главным критерием отбора являлось наличие общедоступных результатов наземных и летных экспериментов по измерению тепловых и аэродинамических характеристик поверхности космического корабля, опубликованных в открытых источниках информации [26–35].

Для исследуемой конфигурации орбитальной ступени космической транспортной системы Space Shuttle с использованием современной системы автоматизированного проектирования SolidWorks [10] была построена сложная виртуальная поверхность (рис. 4). Геометрическая модель учитывает специфические особенности конфигурации орбитального самолета, и содержит все основные конструктивные элементы соответствующего прообраза. Габаритные размеры транспортного космического корабля в стартовой и посадочной конфигурациях, а также некоторые массовые характеристики системы представлены в табл. 2.

Space Shuttle – самый большой транспортный космический корабль, из когда-либо построенных. Его длина составляет 37.24 м (табл. 2, рис. 4), а размах низкорасположенного дельтавидного крыла с двойной стреловидностью – 23.8 м (угол стреловидности корневой части консоли равен 81° , концевой части – 45°).

Таблица 2

Геометрические данные и массовые характеристики космической системы Space Shuttle

Геометрические данные всей системы	
Высота на стартовой позиции, м	56.14
Длина ускорителей, м	45.46
Диаметр ускорителей, м	3.71
Длина внешнего топливного бака, м	47
Массовые данные всей системы	
Общая стартовая масса, т	2000
Масса двух ускорителей, т	1142
Масса внешнего топливного бака при старте, т	756
– масса горючего (жидкий водород), т	103
– масса окислителя (жидкий кислород), т	616
Масса полезной нагрузки, т	
– вывод на низкую опорную орбиту, т	24.4
– вывод на геостационарную орбиту, т	3.8
Геометрические и массовые данные второй ступени – орбитального планера	
Масса (без полезного груза), т	80.0
Максимальный линейный размер L_{max} , м	37.238
Характерная длина L_{ref} , м	32.770
Размах крыла b , м	23.842
Высота, м	14.120
Характерная площадь S_{ref} , м ²	249.909
Средняя аэродинамическая хорда c , м	12.060
Расположение центра тяжести	
– расстояние от носа вдоль оси x , м	21.303 ($0.65 L_{ref}$)
– расстояние от верхушки киля вдоль оси y , м	11.270

Стабилизация летательного аппарата и маневрирование в плотных слоях атмосферы осуществляются с помощью аэродинамических управляющих поверхностей (рис. 4, 5). Для эффективного пилотирования в атмосфере используется двухсекционный руль направления на киле. Последний служит также воздушным тормозом, который применяется для увеличения сопротивления движению на заключительных стадиях – при заходе на посадку и приземлении. Механизация треугольного крыла с двойной стреловидностью включает элевоны, расположенные на задних кромках. Элевоны обеспечивают крен (при несимметричном отклонении), а также могут работать в режиме руля высоты. Подфюзеляжный (балансируемый) щиток, расположенный в задней части орбитального самолета под хвостовой частью фюзеляжа, обеспечивает балансировку, а также используется для помощи в совершении маневров по тангажу.

Для исследуемой сложной пространственной конфигурации орбитального самолета разработана имитационная модель поверхности, которая оснащена полным набором отклоняемых органов управления: элевонами, подфюзеляжным балансируемым щитком, двухсекционным рулем направления (рис. 5). Некоторые характеристики управляющих поверхностей виртуального прототипа космоплана Space Shuttle помещены в табл. 3. На рис. 5 представлена созданная компьютерная поверхность орбитальной ступени, имитирующая

несколько полетных конфигураций прообраза, которые соответствуют различным положениям органов управления.

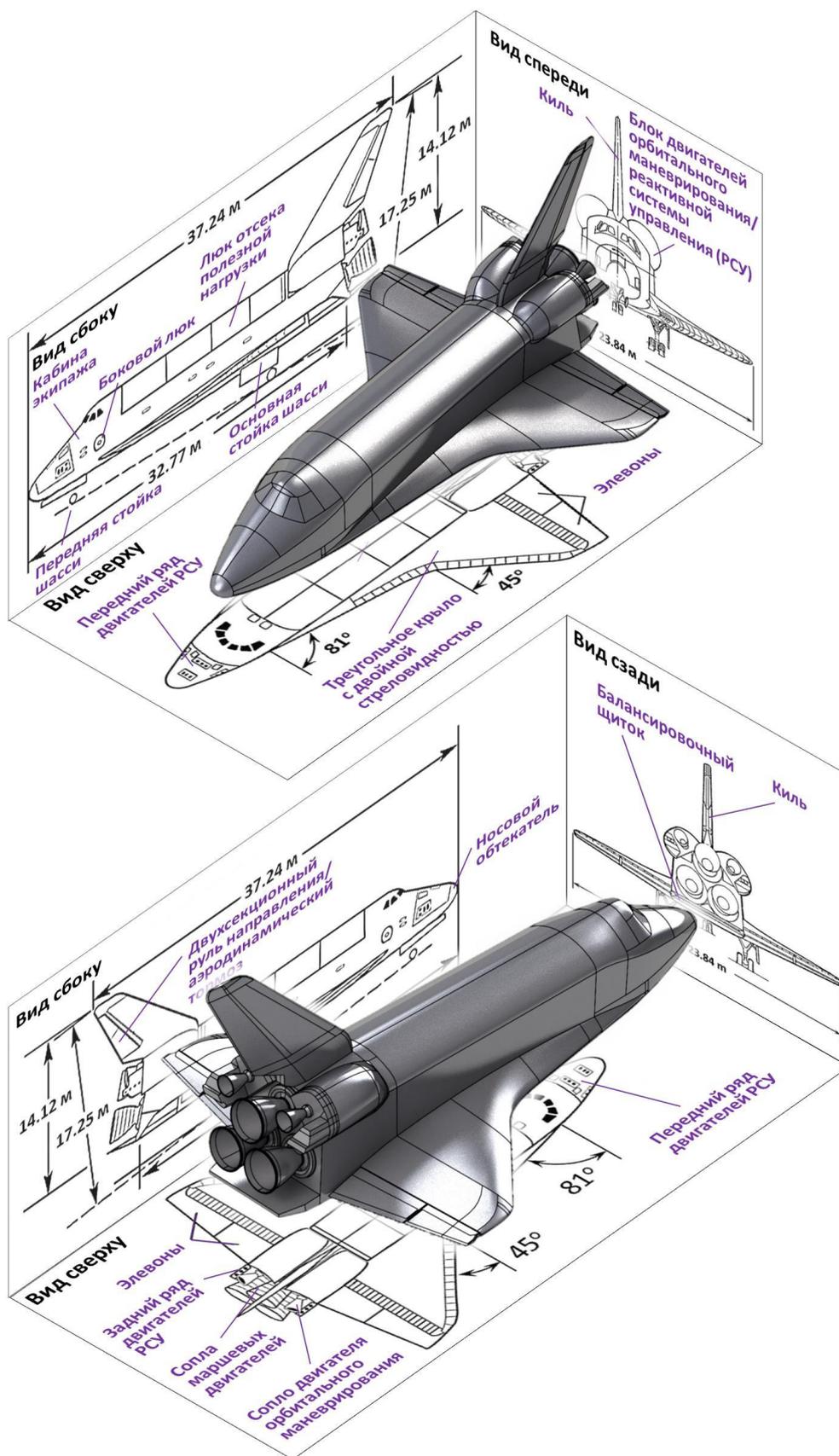


Рис. 4. Созданная виртуальная 3D поверхность орбитальной ступени многоразовой космической транспортной системы Space Shuttle Atlantis

Таблица 3

Основные геометрические характеристики управляющих поверхностей орбитальной ступени Space Shuttle

Управляющие поверхности	Максимальное отклонение	Площадь, м ²
Балансировочный щиток	-11.7° ... +22.5°	12.541
Воздушный тормоз	+87.2°	10.233
Руль направления	+22.8°	10.233
Элевоны	-35° ... +20°	19.509 (одна сторона)

3. Сеточные модели

На основе разработанной компьютерной поверхности орбитального самолета с отклоняемыми органами управления сгенерирована серия качественных (удовлетворяющих ряду общепринятых критериев качества [36, 37]) расчетных сеток. При этом применялся неструктурированный подход, выбор которого был обусловлен высокой трудоемкостью построения блочно-структурированных сеточных моделей около рассматриваемой конфигурации, а также сложностью автоматизации процесса разбиения на подобласти и последующего сопряжения блоков. Используемые алгоритмы построения нерегулярных тетраэдральных сеток позволили обеспечить быстроту выполнения, надежность результатов при умеренных затратах вычислительных ресурсов и расчетного времени, максимальную гибкость, универсальность и адаптивность. Последнее является критичным фактором при рассмотрении большого числа режимов управляемого спуска в плотных слоях атмосферы для различных углов отклонения аэродинамических поверхностей.

Комплексное аэротермодинамическое моделирование сложного объекта, включающее расчет аэродинамического воздействия набегающего потока на летательный аппарат (распределений давления по поверхности, интегральных аэродинамических сил), оценку управляемости и устойчивости, вычисление тепловых нагрузок на поверхность, требует результатов высокой точности. Надежность полученных результатов моделирования достигается, в первую очередь, благодаря хорошему качеству дискретизации сложной поверхности, которая сохраняет (насколько это возможно в рамках неструктурированного подхода) высокую точность воспроизведения исследуемой конфигурации, заложенную в геометрической модели. Для разрешения разномасштабных элементов конструкции узлы поверхностных сеток значительно сгущаются около мелких конструктивных элементов и в окрестности острых и скругленных кромок. При этом плотность узлов объемных сеток существенно возрастает вблизи поверхности орбитального самолета в пространстве расчетной области.

Несмотря на использование адаптивных сеток, учет большого числа деталей конфигурации и всех основных особенностей изменяемой геометрии прообраза потребовал создания сеточных моделей размерностью не менее 10^7 тетраэдральных элементов, которые генерировались для нескольких конфигураций, различающихся положением органов механизации.

На рис. 6–8 представлены фрагменты расчетных сеток размерностью более 10 млн тетраэдральных элементов, которые строились для моделирования различных полетных режимов при вариации углов отклонения органов управления. При симметричном отклонении органов управления расчетные сетки создавались для половины модели орбитальной ступени (космоплана), что позволило значительно сократить вычислительные затраты.

Расчетная область определялась таким образом, чтобы в процессе численного моделирования условий управляемого планирующего спуска с орбиты, входная граница не оказывала влияние на поток вблизи обтекаемого тела.

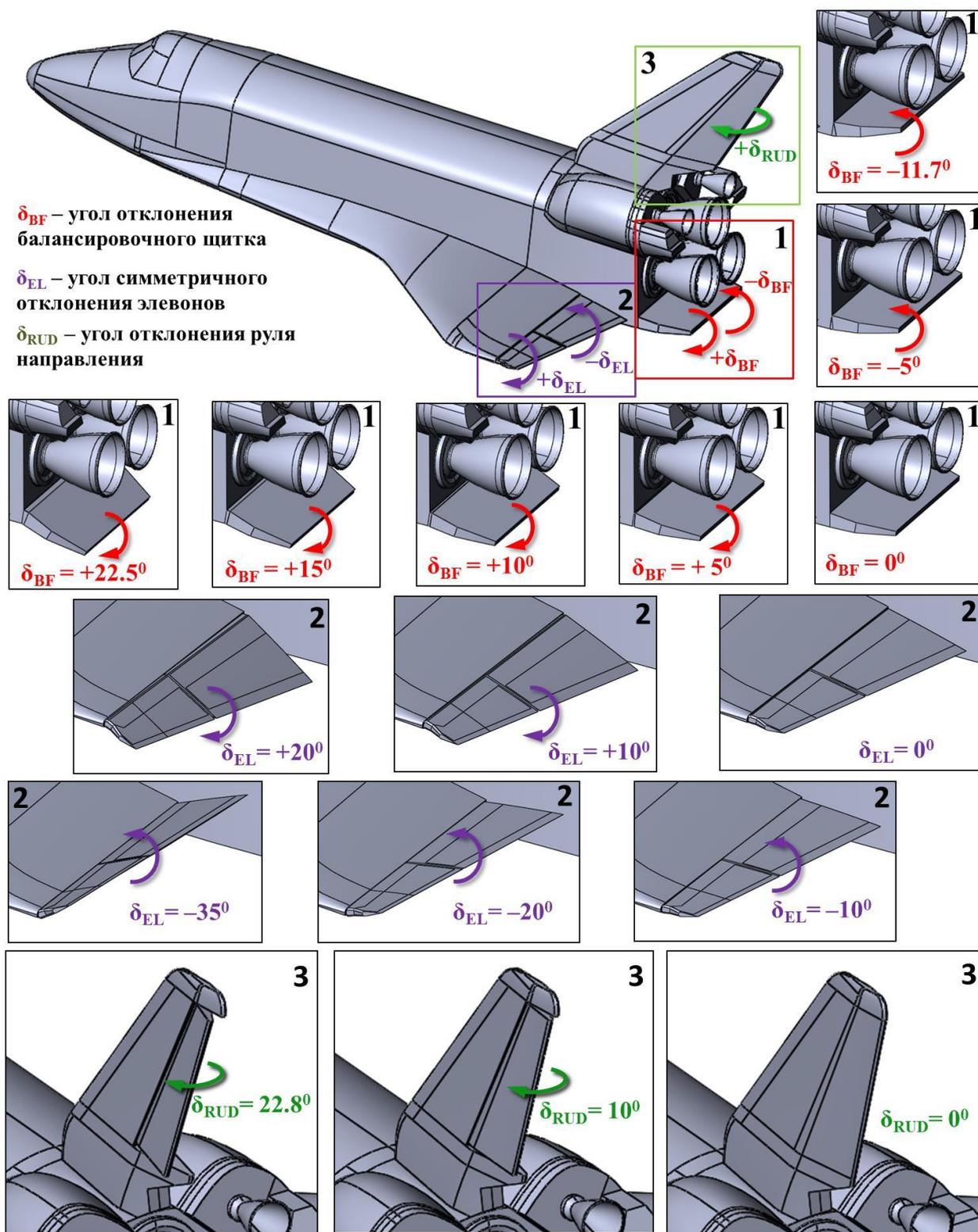


Рис. 5. Геометрическая модель поверхности орбитального самолета Space Shuttle с полным набором отклоняемых аэродинамических органов управления. Конфигурация виртуального прототипа при повороте управляющих поверхностей (балансирующего щитка, элевонов и руля направления) на различные углы

Применявшиеся адаптивные сеточные модели обладают достаточной изотропностью – соседние треугольные или тетраэдральные элементы отличаются по размерам не более чем на 20%.

В невозмущенной области течения максимальная протяженность ячеек составляла 0.1 м. Размер тетраэдров вблизи носовой части фюзеляжа, кромок крыла, двигательных установок и управляющих поверхностей равнялся 0.001 м. Разрешающей способности построенных сеток достаточно для определения динамических характеристик поверхности с учетом сжимаемости и аэродинамического нагрева с инженерной точностью.

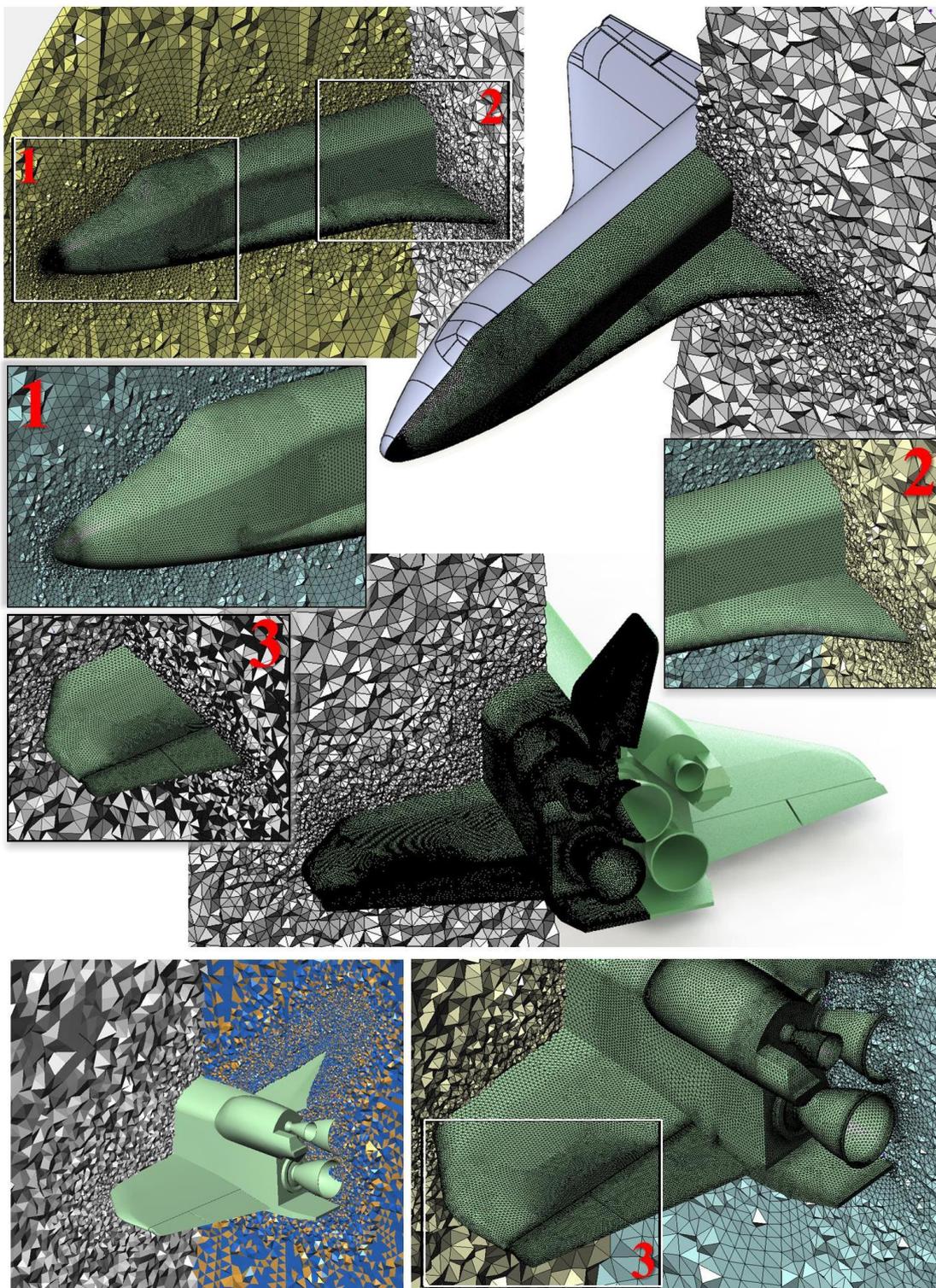


Рис. 6. Треугольная сетка на поверхности орбитального самолета и несколько слоев тетраэдральных элементов в различных сечениях. Структура подробной тетраэдральной сетки размерностью 10 946 207 ячеек вблизи конфигурации Space Shuttle Atlantis

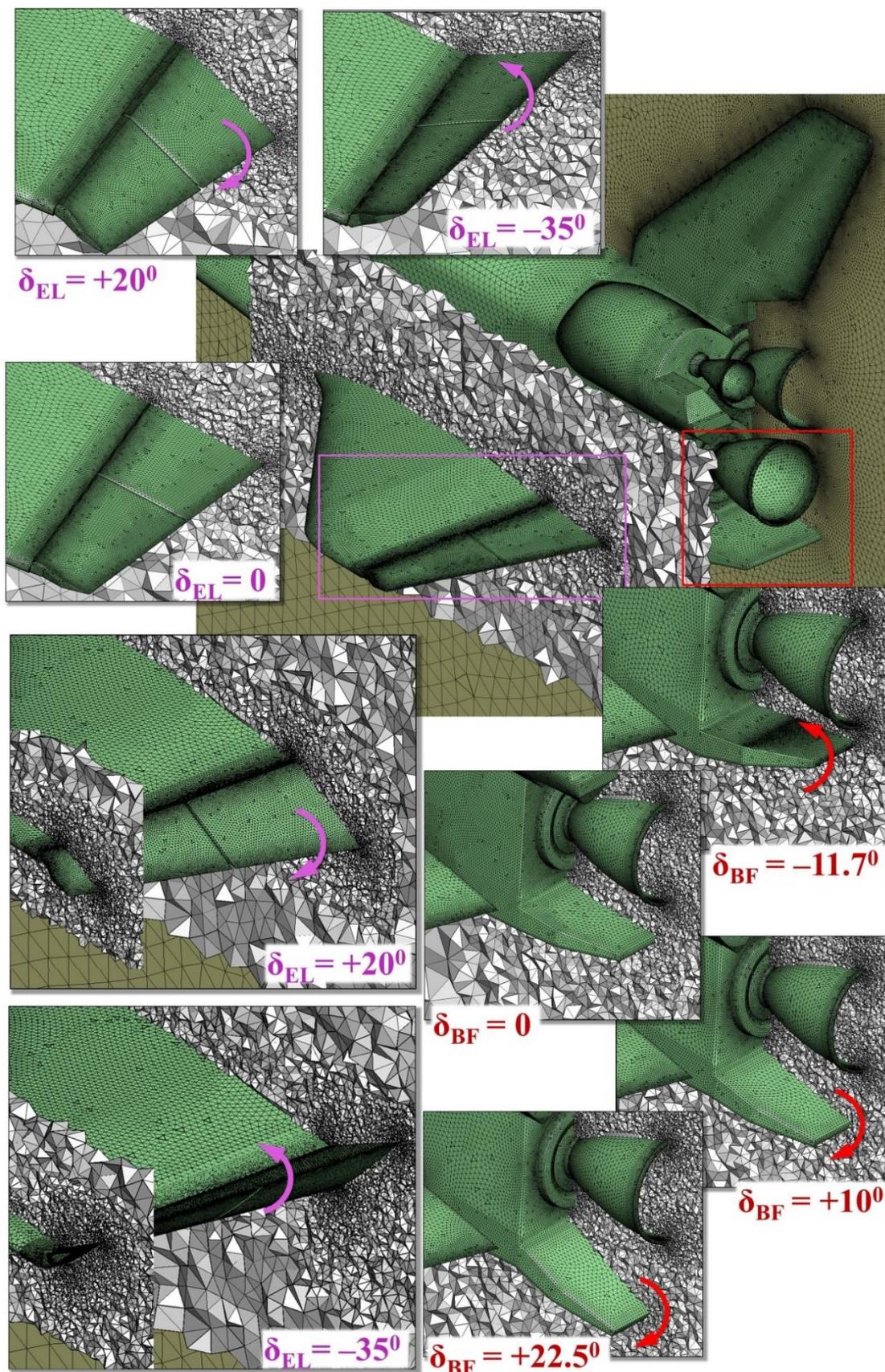


Рис. 7. Фрагменты тетраэдральных сеток размерностью порядка 11 млн расчетных ячеек, построенных для реалистичной конфигурации космолана Space Shuttle, при вариации положения управляющих поверхностей – подфюзеляжного щитка и элевонов

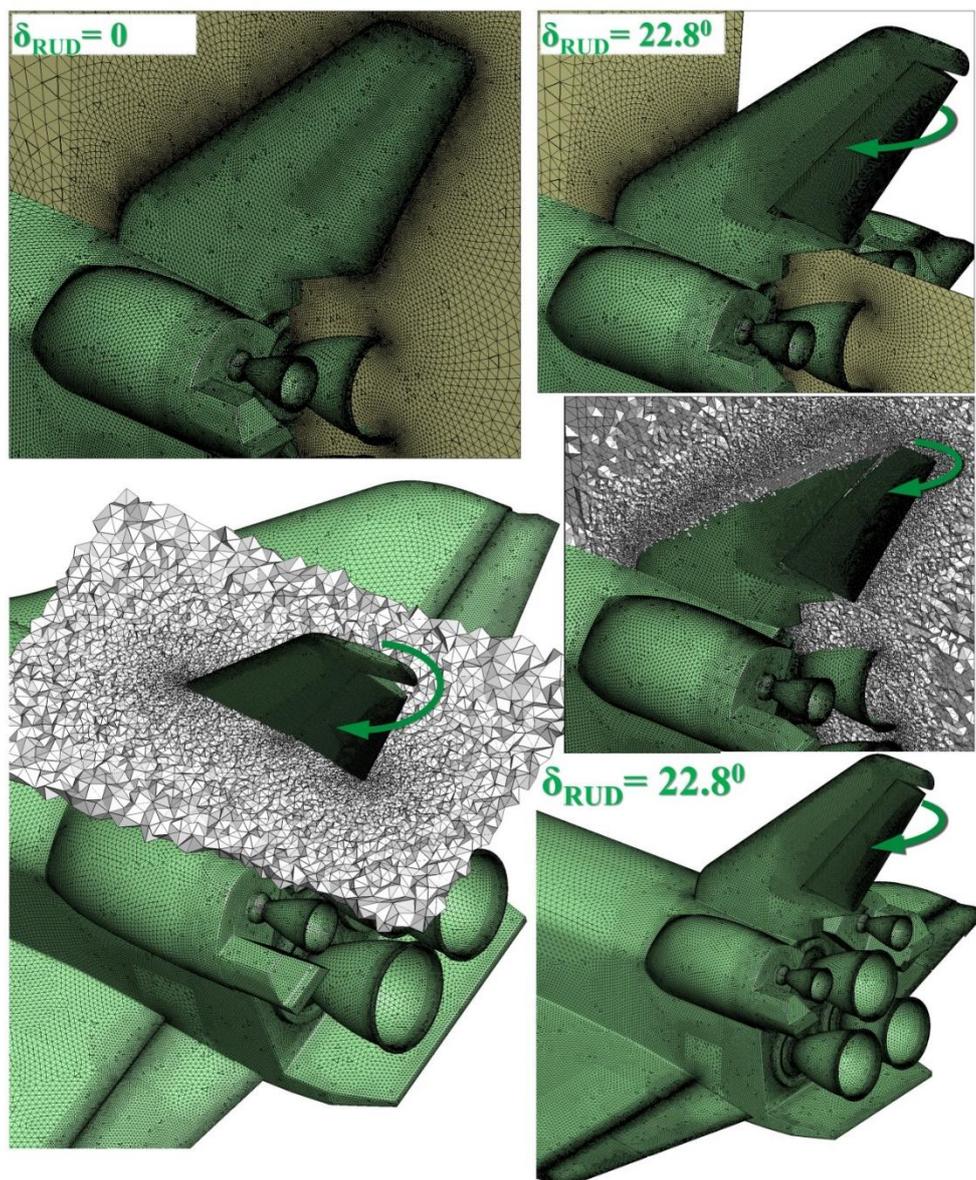


Рис. 8. Фрагменты тетраэдральных сеток, созданных для реалистичной конфигурации космолана Space Shuttle, при вариации положения руля направления

Качество созданных сеточных моделей оценивалось по ряду общепринятых критериев [36, 37]. В частности коэффициент формы (аспектное соотношение, англ. *aspect ratio*) для любой треугольной ячейки поверхностной сетки и тетраэдрального элемента объемной сетки не превышает 4 и 6 соответственно. Коэффициент асимметрии (англ. *equiangle skew*), характеризующий угловую скошенность, для треугольных элементов меньше 0.65, для тетраэдральных – меньше 0.7.

Построенные сеточные модели полностью удовлетворяют требованиям, выполнение которых необходимо для эффективной работы кодов аэротермодинамики, входящих в программный комплекс численного моделирования аэрофизики интегральной компоновки высокоскоростного летательного аппарата произвольной конфигурации.

4. Постановка задачи моделирования

Параметры расчетной и типичной фактической траекторий спуска орбитальной ступени Space Shuttle, представлены на рис. 9 [5].

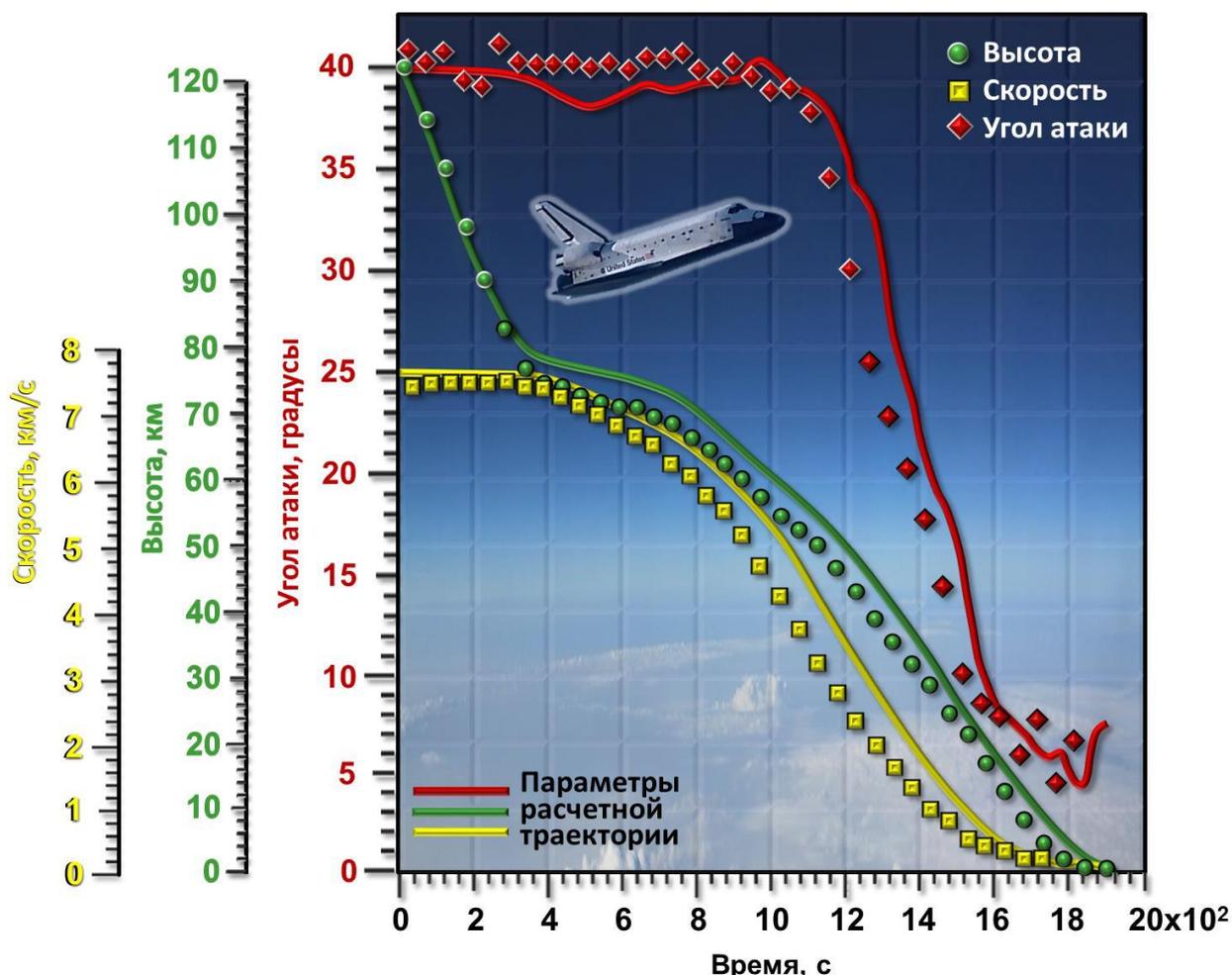


Рис. 9. Параметры номинальной траектории (сплошные линии) и экспериментальные данные (кружки, квадраты, ромбы), полученные в ходе спуска с орбиты ракетоплана Space Shuttle

Как отмечалось выше, орбитальный самолет начинает вход в атмосферу на высоте 122 км, принятой за условную границу космоса, с углом атаки 40° и скоростью 7.8 км/с, что соответствует $M = 25$. Протяженность участка от точки входа в атмосферу до места посадки – базы ВВС Эдвардс составляет $7060 \div 7080$ км. Продолжительность полета до момента посадки около 32 мин. Уже через 140 с после входа в атмосферу (на высоте 100 км) становится возможной балансировка орбитера с использованием аэродинамических управляющих поверхностей. На высоте 95 км (через 180 с после входа) космолан переходит к совместному использованию реактивной системы управления и элевонов. На 280-й секунде (высота 84 км) ракетные двигатели системы управления отключаются.

На 250-й секунде (4-й минуте) начинается участок интенсивного торможения и следующие 10 мин полета являются наиболее теплонапряженными. Через 7 мин после входа на высоте 78 км аппарат начинает выполнять S-образные маневры (развороты с большим креном до 70°), позволяющие снизить тепловые нагрузки. За 14 мин движения в атмосфере высота уменьшается с 122 км до 69 км, а скорость снижается с $M = 25$ до $M = 20$. На данном этапе спуска сохраняется угол атаки 40° , а температура на наиболее теплонапряженных участках поверхности плавно возрастает до 1850 К. Некоторые параметры отдельных траекторных точек наиболее критичного участка представлены в табл. 4. С 4-й по 20-ю минуту летательный аппарат находится в так называемой зоне “радиомолчания”, вследствие невозможности проникновения радиосигналов через окружающее летательный аппарат облако плазмы.

После гашения основной части орбитальной скорости корабль продолжает снижаться как тяжелый планер с невысоким аэродинамическим качеством, постепенно уменьшая угол атаки. На конечном участке траектории, который представляет интерес как с точки зрения пилотажных и аэродинамических характеристик космолана, так и с точки зрения достаточно интенсивного нагрева поверхности, скорость уменьшается с $M = 8.2$ (высота 50.3 км) до $M = 2$ (высота 20 км). Выделенные точки нижнего отрезка траектории (табл. 5), для которых проводились вычисления в настоящей работе, обозначены в табл. 4 жирным шрифтом. Данный траекторный участок был также выбран для моделирования из соображений целесообразности применения приближения сплошной среды и совершенного газа. Исходные данные для численного моделирования, соответствующие траекторным точкам нижнего участка (№7 – №12), и свойства набегающего потока помещены в табл. 5.

Таблица 4

Параметры номинальной траектории спуска в атмосфере орбитального самолета Space Shuttle

№	Высота, км	Скорость, м/с	Число Маха	Угол атаки, град	Время, мин
1	76	7027	24.40	40	8
2	74	6766	23.25	40	10
3	71	6431	21.80	40	12
4	69	5980	20.00	40	14
5	64	5544	18.00	38	16
6	55	3499	10.80	35	20
7	50.3	2704	8.20	30	21.5
8	41	2071	6.50	25	22.5
9	35	1696	5.50	20	23.5
10	30	1358	4.50	18	24
11	25	955	3.20	15	25
12	20	590	2.00	10	26

Таблица 5

Исходные данные для расчета и свойства набегающего потока в рассматриваемых траекторных точках

Параметры	Высота, км					
	50.3	41	35	30	25	20
Число Маха	8.2	6.5	5.5	4.5	3.2	2.0
Угол атаки, град	30	25	20	18	15	10
Температура, К	271	253	237	227	222	217
Давление, Па	76.9	251	575	1200	2550	5530
Плотность, кг/м ³	9.89×10^{-4}	3.46×10^{-3}	8.46×10^{-3}	1.84×10^{-2}	4.01×10^{-2}	8.89×10^{-2}
Скорость звука, м/с	330	319	308	302	298	295
Динамическая вязкость, кг/(м·с)	1.70×10^{-5}	1.62×10^{-5}	1.53×10^{-5}	1.48×10^{-5}	1.45×10^{-5}	1.42×10^{-5}
Теплопроводность, Вт/(м·К)	0.0240	0.0225	0.0212	0.0203	0.0199	0.0195

Расчеты проводились в рамках модели совершенного газа с показателем адиабаты $\gamma = 1.4$. Вязкость воздуха μ принималась зависимой от температуры T по закону Сазерленда

$$\mu = 1.458 \times 10^{-6} \frac{T^{3/2}}{T + 110.4} \quad (1)$$

5. Вычислительная модель течения вязкого сжимаемого газа

Сложная картина взаимодействующих ударных волн, образующихся при обтекании модели орбитальной ступени Space Shuttle в полной компоновке, рассчитывалась с использованием программного комплекса, разработанного в Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (ИПМех РАН). Вычислительный комплекс включает генератор тетраэдральных сеток [38–41] и серию компьютерных кодов, реализующих интегрирование полной системы уравнений Эйлера и Навье – Стокса на неструктурированной сетке [12–14].

Модуль трехмерной аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата произвольной конфигурации реализует нестационарную схему сквозного счета, без предварительного выделения поверхностей разрывов. Интегрирование системы уравнений газовой динамики проводится на основе хорошо известного метода расщепления по физическим процессам [42,43] с использованием тетраэдральных сеточных моделей. Специфику реализованной методики составляют алгоритмические решения самой процедуры расщепления, позволяющие применить технологию на неструктурированных тетраэдральных сетках. Использование данного метода на нерегулярных сетках позволяет получить общие характеристики потока сжимаемого газа для широкого диапазона скоростей, и дает возможность изучать картину трехмерного течения со сложной конфигурацией ударных волн.

В данной работе рассматривается трехмерная задача течения совершенной вязкой сжимаемой среды. Для столбца консервативных переменных $\mathbf{w} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)^T$ система уравнений Навье – Стокса может быть записана в векторном виде:

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}^x(\mathbf{w})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}^y(\mathbf{w})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{F}^z(\mathbf{w})}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{G}^x(\mathbf{w})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}^y(\mathbf{w})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}^z(\mathbf{w})}{\partial z}, \quad (2)$$

где

$$\mathbf{F}^x = (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, \rho uE + pu)^T, \quad \mathbf{F}^y = (\rho v, \rho vw, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho vE + pv)^T,$$

$$\mathbf{F}^z = (\rho w, \rho w, \rho vw, \rho w^2 + p, \rho wE + pw)^T;$$

– проекции вектора конвективного потока;

$$\mathbf{G}^x = (0, \tau_{xx}, \tau_{yx}, \tau_{zx}, u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} - q_x)^T, \quad \mathbf{G}^y = (0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{zy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} - q_y)^T$$

$$\mathbf{G}^z = (0, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zz}, u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z)^T$$

– проекции вектора вязкого потока;

ρ – плотность; p – давление; u, v, w – компоненты вектора скорости; E – удельная полная энергия газа; $\tau_{\alpha\beta}$ – компоненты тензора вязких напряжений ($\alpha = x, y, z$; $\beta = x, y, z$); q_x, q_y, q_z – компоненты вектора теплового потока. Полная система уравнений Навье – Стокса используется совместно с уравнением состояния совершенного газа.

Основная идея метода состоит в расщеплении по физическим процессам исходной нестационарной системы уравнений Навье – Стокса (2). Стационарное решение задачи, если оно существует, получается в результате установления. Расчет каждого временного шага разбивается на несколько этапов. На первом этапе определяются промежуточные значения параметров потока без учета эффектов переноса. На втором этапе вычисляются эффекты переноса, учитывающие обмен между элементами – рассчитываются потоки массы через границы расчетных ячеек. На третьем этапе определяются в новый момент времени окончательные значения газодинамических параметров потока на основе законов сохранения массы, импульса и энергии для каждого элемента и всей системы в целом.

Для аппроксимации уравнений на каждом этапе применяются элементы метода конечных объемов. В рамках данного подхода определяются усредненные значения производных по контрольному объему (тетраэдральному элементу).

$$\left\langle \frac{\partial f}{\partial \alpha} \right\rangle_{V_i} = \frac{1}{V_i} \int_{V_i} \frac{\partial f}{\partial \alpha} dV = \frac{1}{V_i} \int_{S_i} f \mathbf{i} \cdot d\mathbf{S} \approx \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{i,j}^\alpha f_i^j,$$

$$f = (u, v, w, p, q_\alpha, \tau_{\alpha\beta}), \quad i = 1 \dots N, \quad j = 1 \dots 4, \quad \alpha = x, y, z; \quad \beta = x, y, z \quad (3)$$

Здесь V_i – объем i -го тетраэдра; S_i^j – площадь поверхности j -й грани i -го элемента; $n_{i,j}^\alpha$ – x , y или z -я составляющая единичной нормали j -й грани i -го элемента. Реализация метода расщепления по физическим процессам подразумевает решение большого количества однотипных подзадач по вычислению потоков через грани контрольных объемов.

Рассматриваемая схема имеет большой запас устойчивости, которая обеспечивается наличием значительной аппроксимационной вязкости. При использовании классического варианта метода расщепления, обладающего первым порядком аппроксимации, на неортогональных сетках схемная вязкость приводит к сильной диффузии ударных волн и может быть соизмерима с физической вязкостью или даже превосходить ее. Последнее обстоятельство вносит погрешность решения, неустранимую простым измельчением ячеек, и ставит под сомнение целесообразность применения схем первого порядка для расчета вязких течений на тетраэдральном разбиении.

Для повышения порядка точности численной схемы с сохранением ее устойчивости, в рамках метода расщепления по физическим процессам, применялся метод аппроксимации потоков AUSM (Advection Upstream Splitting Method) [44], основанный на расщеплении вектора потоков искомых параметров на границах расчетных ячеек. Используемый подход обеспечивает аппроксимацию второго порядка точности по пространству (за исключением зон больших градиентов, где возможно снижение порядка аппроксимации до первого).

6. Результаты численного моделирования

Некоторые результаты численного моделирования в виде пространственных распределений газодинамических параметров вблизи крылатого воздушно-космического самолета представлены на рис. 10–17 для нескольких траекторных точек.

Рис. 10, 11 дают общее представление о картине течения и сложных ударно-волновых структурах, которые реализуются вблизи орбитального самолета при различных режимах обтекания, соответствующих условиям выделенных точек нижнего участка траектории. Заметное ускорение потока наблюдается над центральной частью фюзеляжа и верхней поверхностью крыла.

На рис. 12, 13 приведены расчетные данные по распределениям давлений в центральном осевом сечении и пространственные поля параметра вблизи поверхности орбитальной ступени Space Shuttle для рассмотренных случаев. В окружающей возмущенной области (рис. 12, 13) образуются различные по протяженности зоны повышенного и пониженного давления, которые формируют сложную картину течения и определяют аэродинамические характеристики исследуемой поверхности. Созданные качественные геометрические и сеточные модели позволяют разрешить структуру течения и проявить области разрежения и локального повышения давления на поверхности воздушно-космического самолета даже в рамках неструктурированного подхода. В частности, на рисунке отчетливо видна зона пониженного давления вблизи подветренной поверхности корпуса и крыла.

Рисунок 14 демонстрирует результаты расчета воздействующих на летательный аппарат динамических нагрузок, которые, как видно из представленных данных, не являются критическими. Линейные распределения давлений на корпусе и крыле в различных сечениях для условий, соответствующих выделенным точкам нижнего участка траектории, показаны на рис. 15. Графики позволяют составить более ясное представление о динамических характеристиках исследуемой поверхности.

Тепловые нагрузки, испытываемые космоланом, успевают снизиться к моменту прохождения рассматриваемого участка траектории, однако их интенсивность все еще велика.

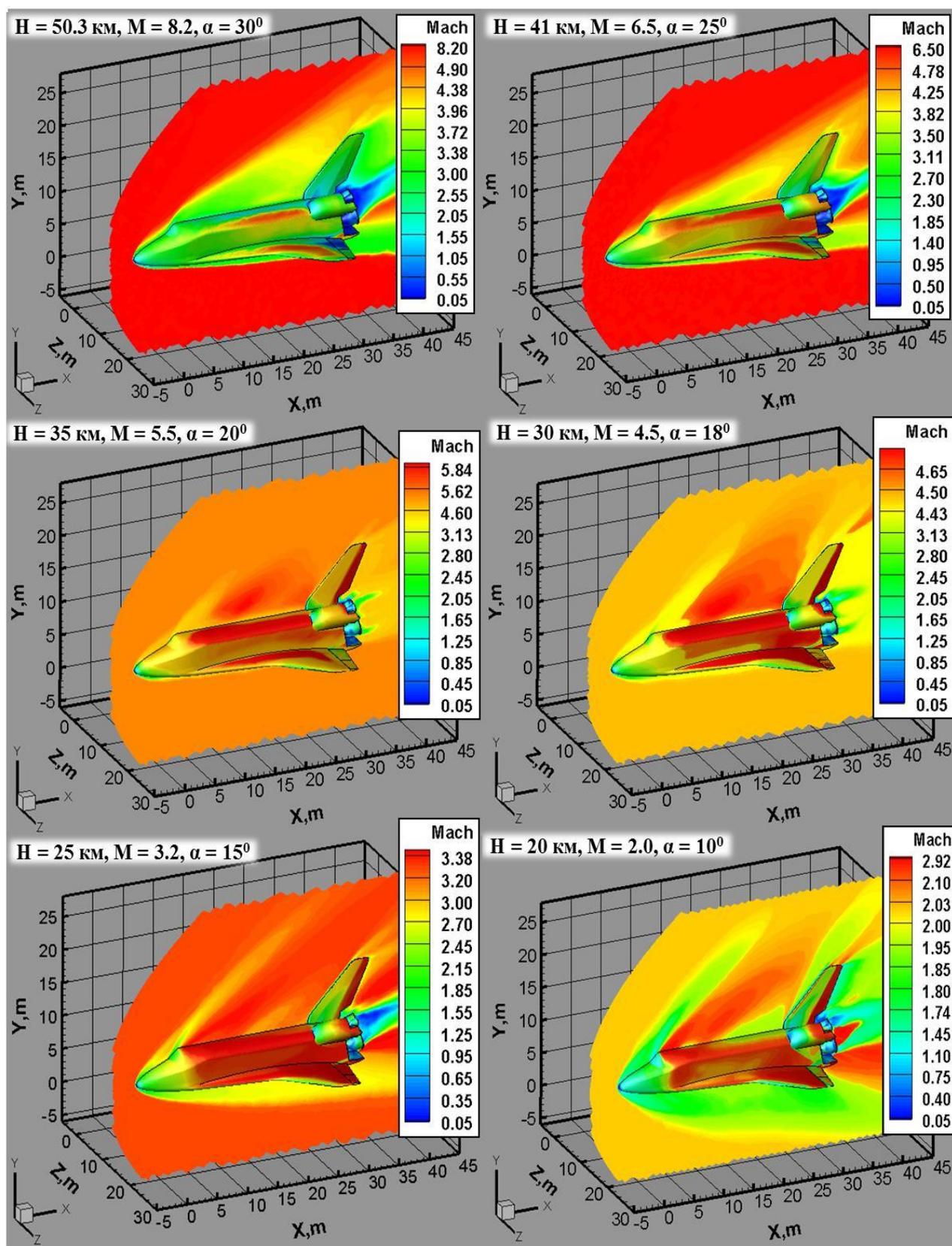


Рис. 10. Поля чисел Маха около сложной конфигурации орбитального самолета Space Shuttle в центральном осевом сечении для выделенных точек нижнего участка траектории

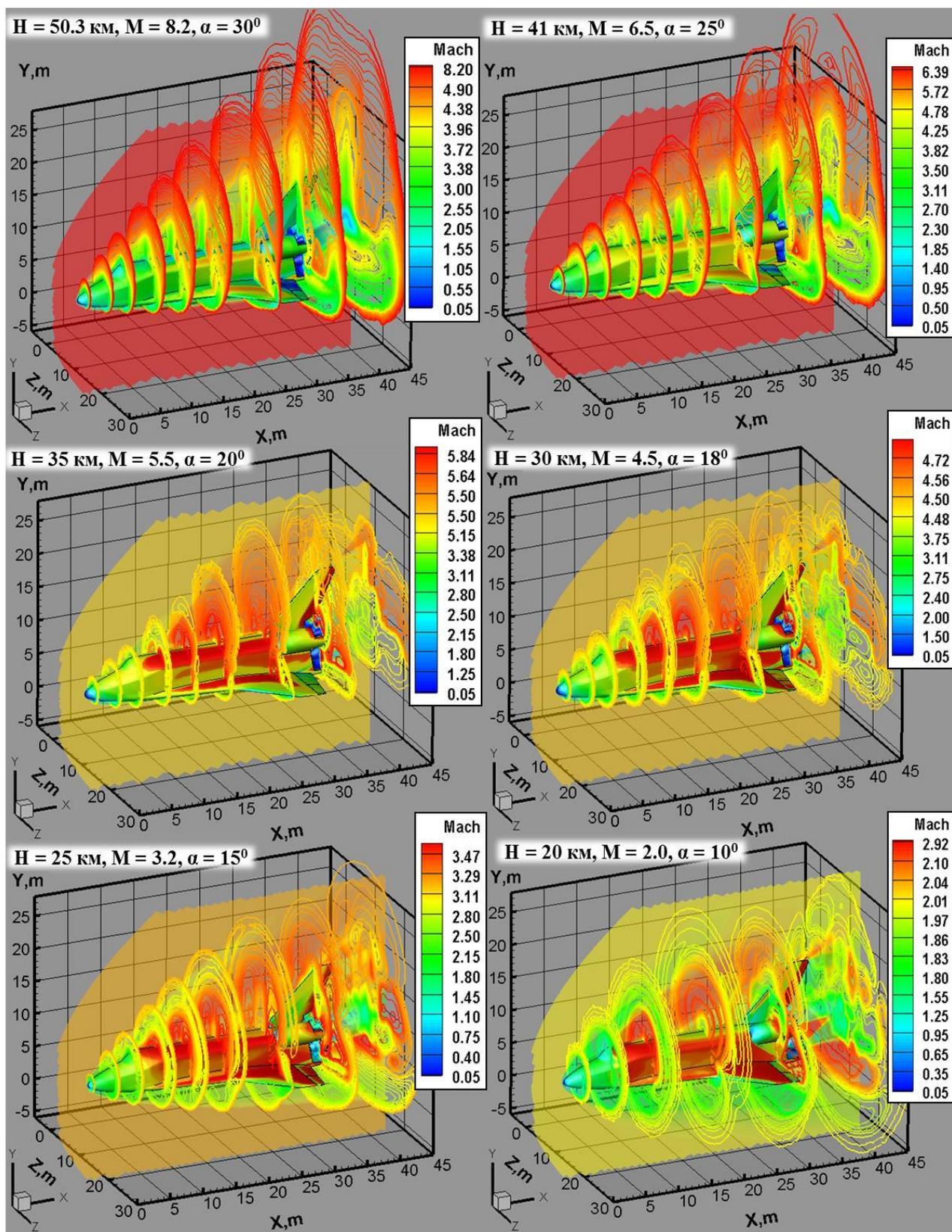


Рис. 11. Трехмерные поля течения около сложной конфигурации орбитального самолета Space Shuttle, формирующиеся в выделенных точках нижнего участка траектории, в виде изолиний чисел Маха в различных поперечных сечениях

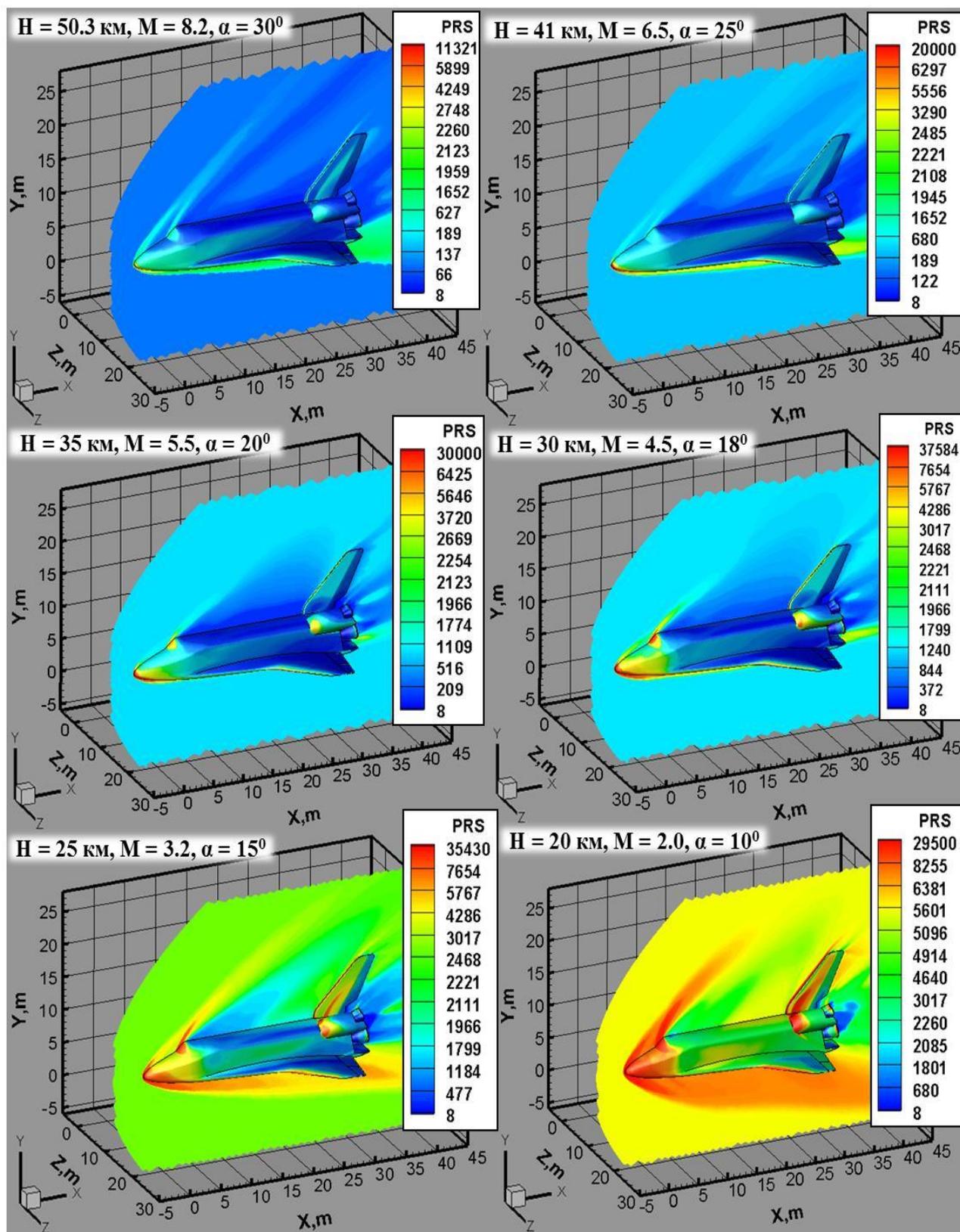


Рис. 12. Поля давлений (Па) вблизи поверхности орбитального самолета Space Shuttle в центральном осевом сечении при различных условиях набегающего потока, соответствующих выбранным траекторным точкам

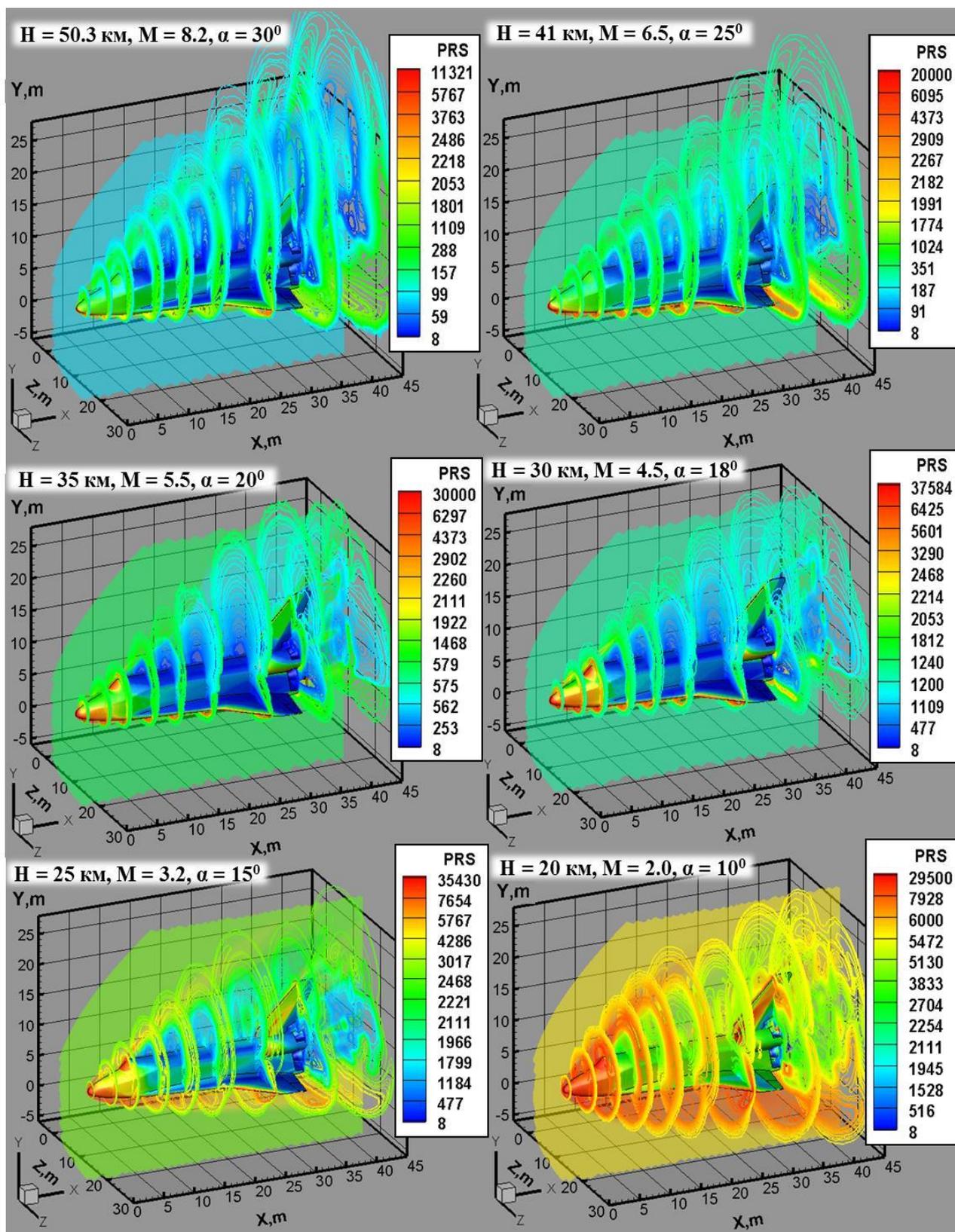


Рис. 13. Трехмерные поля течения около сложной конфигурации орбитального самолета Space Shuttle, формирующиеся в выделенных точках нижнего участка траектории, в виде изолиний давления в различных поперечных сечениях

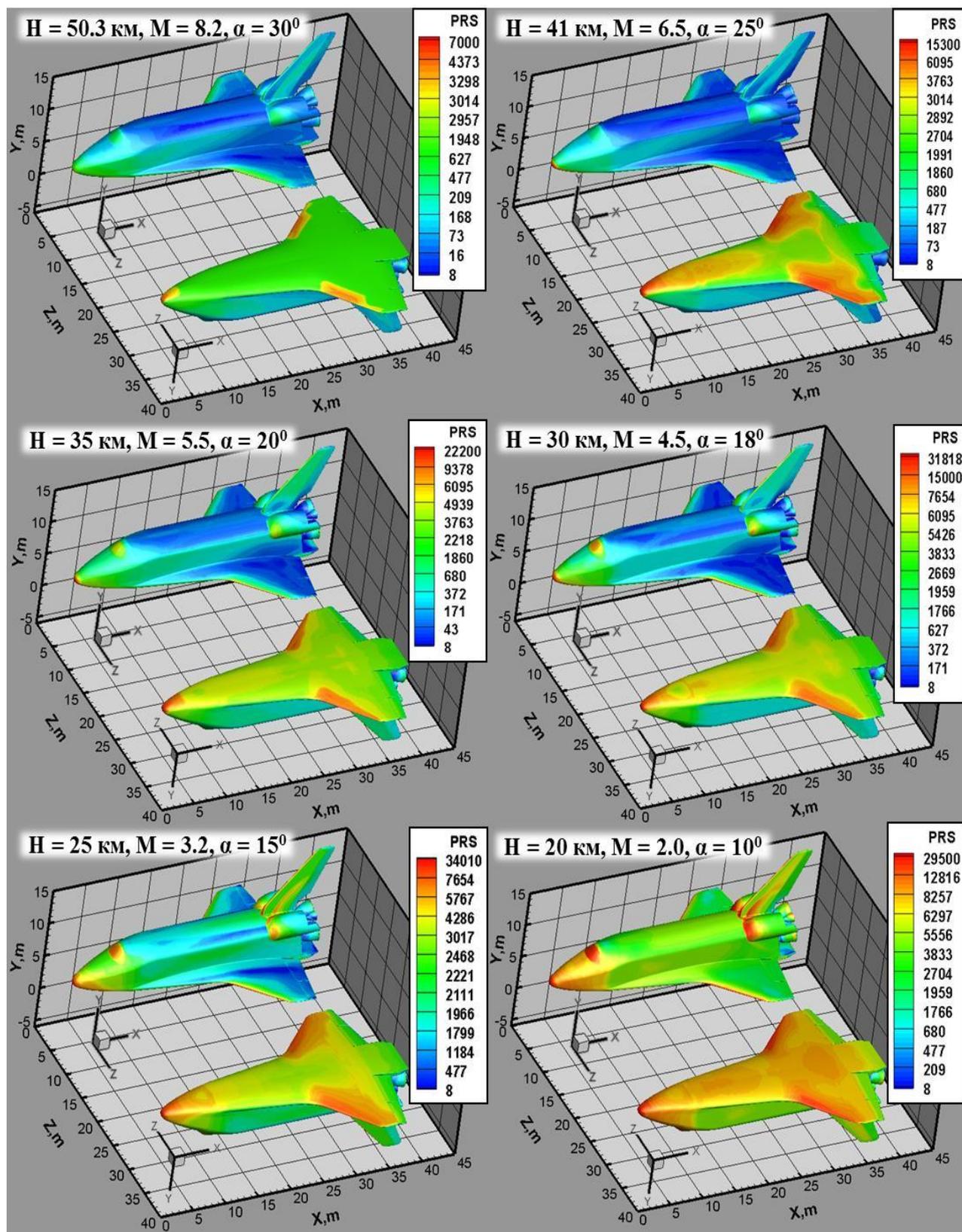


Рис. 14. Динамическое воздействие набегающего потока, которому подвергается поверхность космолана Space Shuttle в условиях, соответствующих нескольким точкам траектории спуска в атмосфере Земли

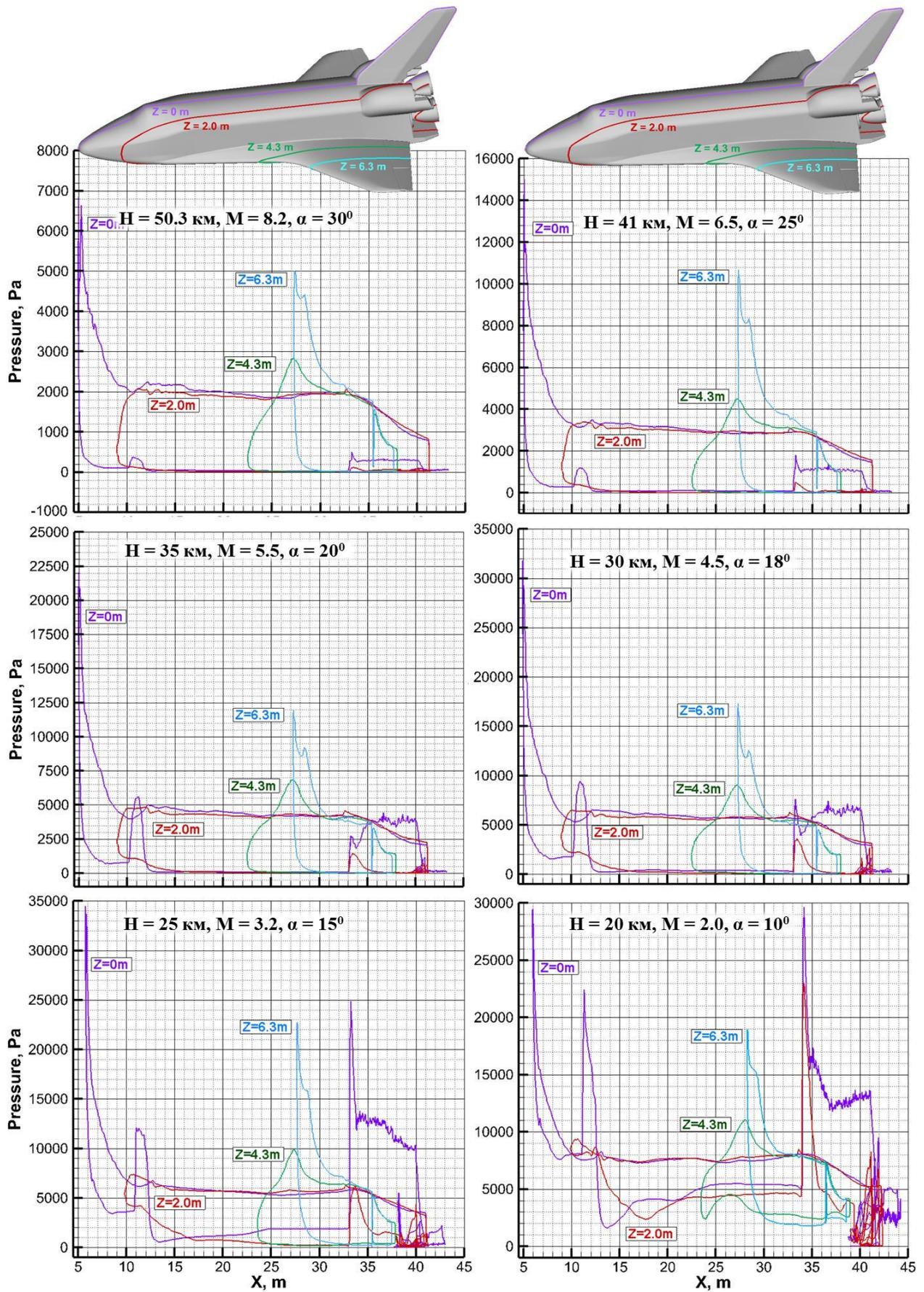


Рис. 15. Линейные распределения давлений (Па) на корпусе и крыле воздушно-космического самолета Space Shuttle в различных сечениях

Общее представление об экстремальных температурах, воздействующих на корпус орбитальной ступени Space Shuttle на нижнем участке траектории, дает рис. 16. На рисунке показаны распределения температур по поверхности орбитального самолета, которые устанавливаются в условиях, соответствующих нескольким траекторным точкам. Из представленных данных видно, что максимальному нагреву подвержены носовой обтекатель и передние кромки крыла. Также газ разогревается до критических значений в межэлевонных щелях. В чуть менее напряженных тепловых условиях находятся передняя наветренная поверхность шаттла, передняя и задняя кромки киля и задние кромки крыла, иллюминаторы кабины. Значительно нагреваются блоки двигателей орбитального маневрирования, подветренная часть кабины, балансировочный щиток.

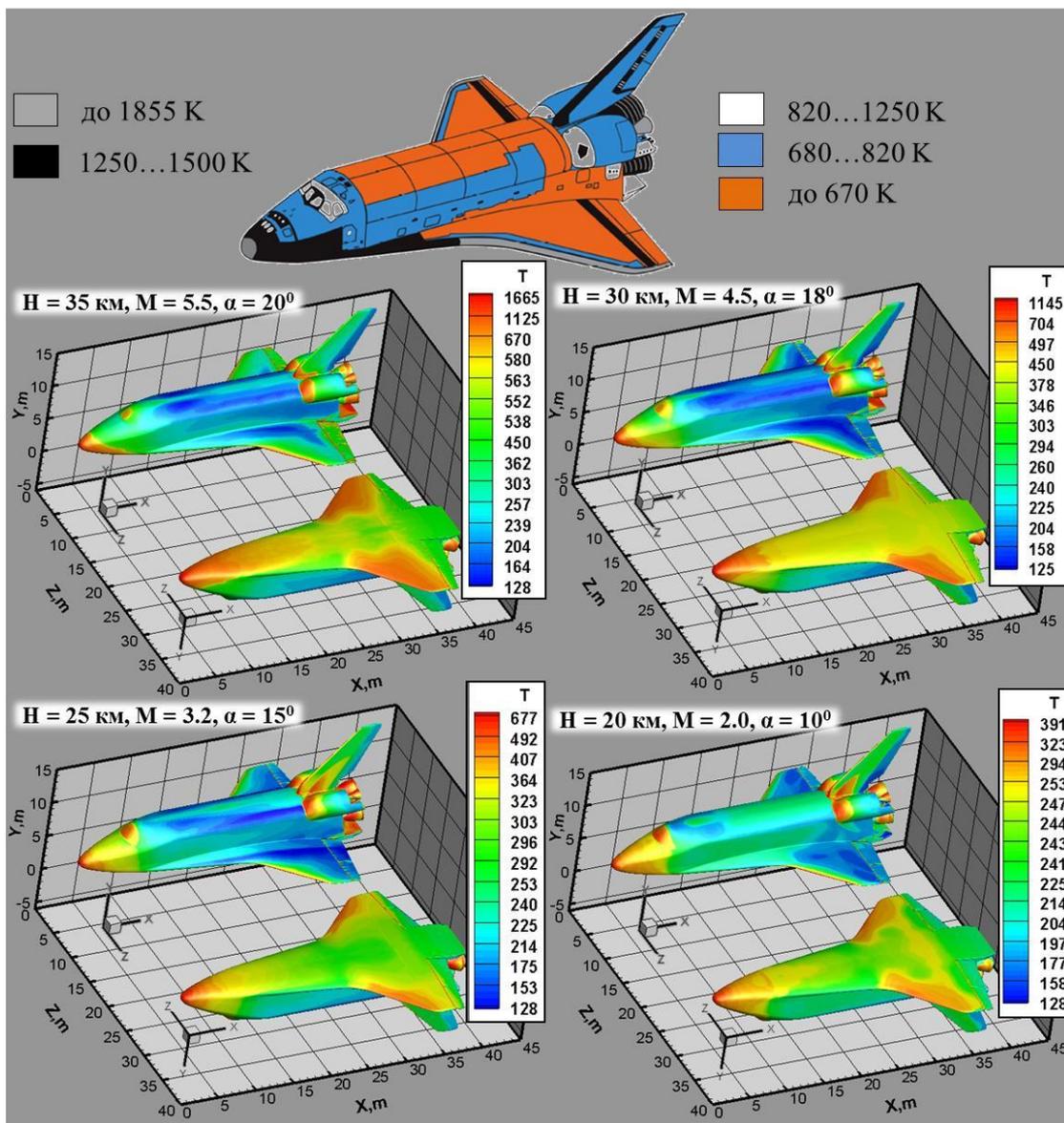


Рис. 16. Тепловые характеристики верхней и нижней поверхностей орбитального самолета Space Shuttle в четырех выделенных точках нижнего участка траектории.

Для высот 41 и 50.3 км используемая модель совершенного газа дает завышенные значения температур на самых теплонапряженных участках, а также в отрывных зонах на задней поверхности крыла и подветренной поверхности корпуса. Очевидно, что для моделирования тепловых характеристик поверхности в условиях соответствующих данным траекторным точкам необходимо использовать уже более сложные модели, учитывающие неравновесные физико-химические процессы, диссоциацию, ионизацию, перенос излучения и т.д.

Более детальное представление о тепловых характеристиках поверхности можно получить из рис. 17, демонстрирующего линейные распределения температур на корпусе и крыле в различных сечениях для выбранных траекторных точек.

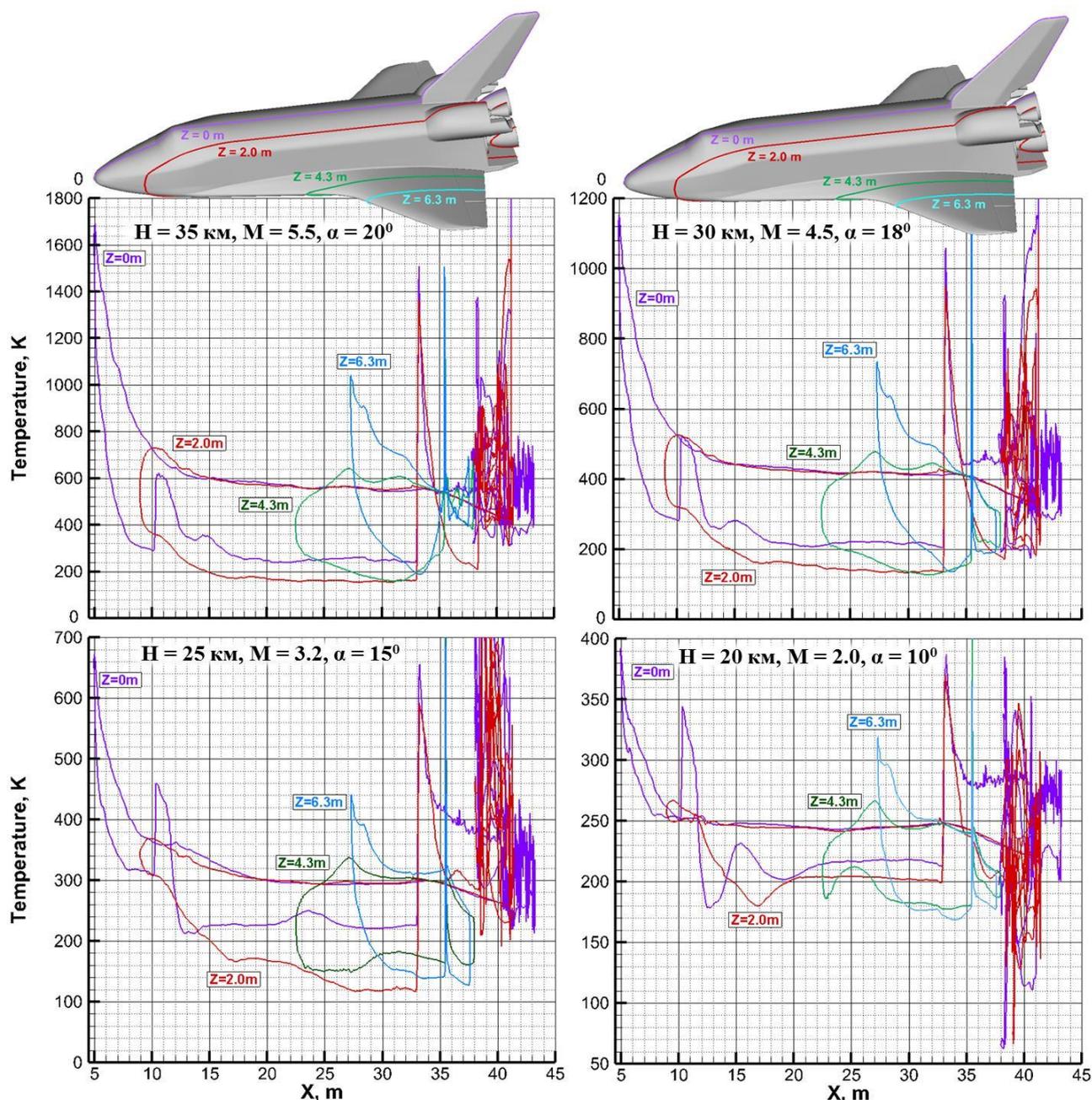


Рис.17. Линейные распределения температур (К) на корпусе и крыле воздушно-космического самолета Space Shuttle в различных сечениях.

Даже с использованием относительно подробных сеток (около 11 млн элементов), удовлетворительно разрешающих геометрию кромок крыла, двигательных установок, переднего горизонтального и хвостового оперения, не удастся гарантировать получение достоверных значений температур и давлений в сжатом слое в рамках принятой модели вязкого сжимаемого совершенного газа. Полученные значения могут рассматриваться только как оценочные и давать лишь качественное представление об уровне тепловых и динамических нагрузок. Более точные и обоснованные расчетные данные можно получить на основе общей картины течения с использованием более точных численных методик, ориентированных на структурированные или гибридные сетки.

7. Интегральные аэродинамические характеристики модели и эффективность органов управления

Для каждого режима, реализующегося в рассмотренных траекторных точках, вычислялись интегральные и моментные аэродинамические характеристики виртуальной модели орбитального самолета (рис. 18). При нейтральном положении управляющих поверхностей, а также для расчетных серий, характеризующихся симметричным отклонением элевонов и изменением положения балансировочного щитка, определялись: аэродинамический момент тангажа M_Z , подъемная сила $F_y (F_L)$, сила лобового сопротивления $F_x (F_D)$, соответствующие коэффициенты C_L, C_D, m_Z и аэродинамическое качество $K = C_L/C_D$. Для указанных случаев, вследствие симметрии потока относительно плоскости xOy , рассматривалась половина расчетной области, поэтому моменты крена M_X и рысканья M_Y не учитывались.

Оценка эффективности управляющих поверхностей орбитального самолета для выделенных траекторных точек проводилась на основе вычисления приращений интегральных и моментных аэродинамических характеристик космоплана при различных углах поворота органов управления относительно их нейтрального положения. Для полетной конфигурации с отклоненным рулем направления определялся полный набор аэродинамических сил и моментов, включая боковую (поперечную) силу F_z , все составляющие аэродинамического момента M_X, M_Y, M_Z , а также соответствующие коэффициенты.

Значения коэффициентов аэродинамических сил (рис. 18, сверху) вычислялись в скоростной системе координат, ось x которой совпадает с направлением скорости набегающего потока

$$C_L = \frac{F_y}{0.5\rho_\infty V_\infty^2 \cdot S_{\text{ref}}}; \quad C_D = \frac{F_x}{0.5\rho_\infty V_\infty^2 \cdot S_{\text{ref}}}; \quad C_S = \frac{F_z}{0.5\rho_\infty V_\infty^2 \cdot S_{\text{ref}}} \quad (4)$$

В соотношении (4) использованы следующие обозначения: C_S – коэффициент боковой силы; $F_x = F^{\parallel} \cdot \cos \alpha + F^{\perp} \cdot \sin \alpha$, $F_y = -F^{\parallel} \cdot \sin \alpha + F^{\perp} \cdot \cos \alpha$ – сила лобового сопротивления и подъемная сила соответственно; α – угол атаки; S_{ref} – характерное значение площади, равное 249.909 м^2 (см. табл. 2); F^{\parallel}, F^{\perp} – аксиальная и нормальная составляющие полной аэродинамической силы, которые рассчитывались по известному распределению давлений p по поверхности S обтекаемого тела, аппроксимируемой треугольной сеткой.

$$\begin{aligned} F^{\parallel} &= \int_{S_i} \left[-(p - p_\infty) \cdot \cos(\vec{n}_i, \hat{x}^{\parallel}) \right] dS, \\ F^{\perp} &= \int_{S_i} \left[(p - p_\infty) \cdot \cos(\vec{n}_i, \hat{y}^{\perp}) \right] dS, \\ F_z &= \int_{S_i} \left[(p - p_\infty) \cdot \cos(\vec{n}_i, \hat{z}) \right] dS \end{aligned} \quad (5)$$

Здесь S_i – площадь i -го треугольного элемента поверхности; \vec{n}_i – нормаль к соответствующей треугольной площадке.

Вычисление аэродинамических моментов проводилось относительно осей связанной системы координат, которые соответствуют геометрическим осям летательного аппарата (рис. 18, внизу). Начало связанной системы координат совмещено с центром тяжести (ц.т.), находящимся в точке $X_{\text{ц.т.}} = 21.303 \text{ м}$, $Y_{\text{ц.т.}} = 11.270 \text{ м}$, $Z_{\text{ц.т.}} = 0 \text{ м}$ ($X_{\text{ц.т.}}$ – расстояние от передней точки носового обтекателя орбитального самолета до центра тяжести, отмеренное вдоль оси x^{\parallel} ; $Y_{\text{ц.т.}}$ – расстояние от верхушки киля до центра тяжести, отмеренное вдоль оси y^{\perp}).

Момент тангажа M_Z (составляющая момента создаваемого аэродинамической силой относительно оси z связанной системы координат) вычислялся из соотношения

$$M_Z = \int_{S_i} \left\{ \left[(p - p_\infty) \cdot \cos(\hat{n}_i, \hat{y}^\perp) \right] \cdot X_i - \left[(p - p_\infty) \cdot \cos(\hat{n}_i, \hat{x}^\parallel) \right] \cdot Y_i \right\} dS, \quad (6)$$

где X_i, Y_i – координаты центра i -й треугольной площадки в связанной системе координат (с началом в центре тяжести). При этом оси ориентировались таким образом, чтобы положительный момент тангажа M_Z стремился увеличить угол атаки (рис. 18, внизу).

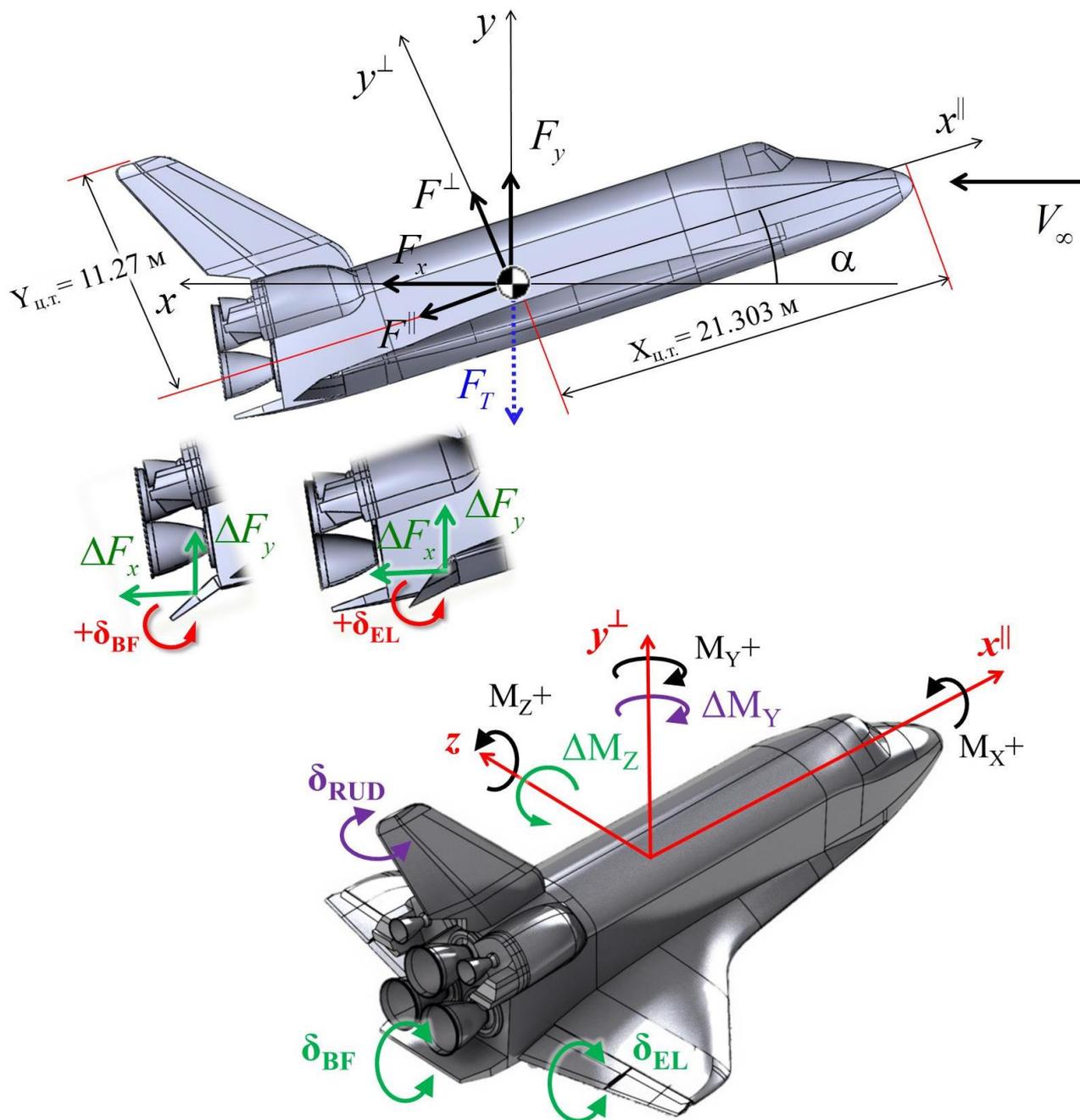


Рис. 18. Определение интегральных аэродинамических характеристик модели летательного аппарата с отклоняемыми управляющими поверхностями. Аэродинамические силы (вверху) и моменты (внизу)

Остальные составляющие (момент крена M_X , вращающий аппарат вокруг продольной оси x , и момент рысканья M_Y , вращающий аппарат вокруг вертикальной оси y) рассчитывались аналогичным образом

$$M_Y = \int_{S_i} \left\{ \left[(p - p_\infty) \cdot \cos(\vec{n}_i, \hat{x}^{\parallel}) \right] \cdot Z_i - \left[(p - p_\infty) \cdot \cos(\vec{n}_i, \hat{z}) \right] \cdot X_i \right\} dS,$$

$$M_X = \int_{S_i} \left\{ \left[(p - p_\infty) \cdot \cos(\vec{n}_i, \hat{z}) \right] \cdot Y_i - \left[(p - p_\infty) \cdot \cos(\vec{n}_i, \hat{y}^{\perp}) \right] \cdot Z_i \right\} dS \quad (7)$$

Соответствующие коэффициенты составляющих аэродинамического момента определялись как:

$$m_X = \frac{M_X}{0.5 \rho_\infty V_\infty^2 \cdot S_{ref} \cdot L_{ref}}, \quad m_Y = \frac{M_Y}{0.5 \rho_\infty V_\infty^2 \cdot S_{ref} \cdot L_{ref}}, \quad m_Z = \frac{M_Z}{0.5 \rho_\infty V_\infty^2 \cdot S_{ref} \cdot L_{ref}} \quad (8)$$

Здесь L_{ref} – характерный линейный размер, равный 32.77 м (см. табл. 2),

Вычисленные значения нормальной F^\perp и аксиальной F^\parallel сил, подъемной силы F_y , силы лобового сопротивления F_x , аэродинамического качества K , момента тангажа M_Z , а также величины коэффициентов C_L , C_D , m_z виртуальной конфигурации космолана при нейтральном положении органов управления для выделенных траекторных точек приведены в табл. 6.

Таблица 6

Аэродинамические характеристики орбитального самолета с нейтральным положением управляющих поверхностей (в расчете на полную модель) для рассмотренных режимов обтекания

Справочные значения	$L_{ref} = 32.77 \text{ м}, S_{ref} = 249.909 \text{ м}^2,$ $X_{ц.т.} = 21.303 \text{ м}, Y_{ц.т.} = 11.270 \text{ м}, Z_{ц.т.} = 0 \text{ м}$					
	1	2	3	4	5	6
Траекторная точка	1	2	3	4	5	6
Угол атаки, градусы	30	25	20	18	15	10
Высота, км	50.3	41	35	30	25	20
Число Маха	8.2	6.5	5.5	4.5	3.2	2.0
Скорость, м/с	2704.39	2071.30	1696.32	1358.30	955.20	590.24
Скоростной напор, Па	3598	7422	12172	16974	18294	15486
Нормальная сила, F_\perp , кН	738.928	1213.907	1499.572	1868.963	1792.972	1459.516
Аксиальная сила, F_\parallel , кН	49.521	101.564	189.009	316.153	403.020	498.489
Подъемная сила, F_y , кН	615.170	1057.250	1344.492	1679.793	1627.569	1350.781
Сила лобового сопротивления, F_x , кН	412.350	605.068	690.494	878.221	853.343	744.358
Коэффициент подъемной силы, C_L	0.684	0.570	0.442	0.396	0.356	0.349
Коэффициент силы лобового сопротивления, C_D	0.459	0.326	0.227	0.207	0.187	0.192
Аэродинамическое качество, K	1.492	1.747	1.947	1.913	1.907	1.815
Момент тангажа, M_z , кН·м	-459.649	-686.781	-1345.081	-2252.028	-3055.632	-4094.771
Коэффициент момента тангажа, m_z	-0.01560	-0.01130	-0.01349	-0.01620	-0.02040	-0.03229

Некоторые оценки достоверности выполненных вычислений проводились на основе сравнения с экспериментальными данными [34]. Графическое сопоставление экспериментальных и расчетных данных по интегральным и моментным аэродинамическим характеристикам для базовой конфигурации (при нулевом отклонении органов управления) выполне-

но на рис. 19. Приведенные иллюстрации свидетельствуют об удовлетворительном качественном и количественном согласии расчетных значений коэффициентов аэродинамических сил и моментов с результатами измерений [34]. Созданная расчетная модель дает несколько завышенные значения подъемной силы и, следовательно, аэродинамического качества. Последнее не превышает двух и поддерживается в диапазоне $1.80 \div 1.95$ на отрезке между 3-й и 6-й траекторными точками.

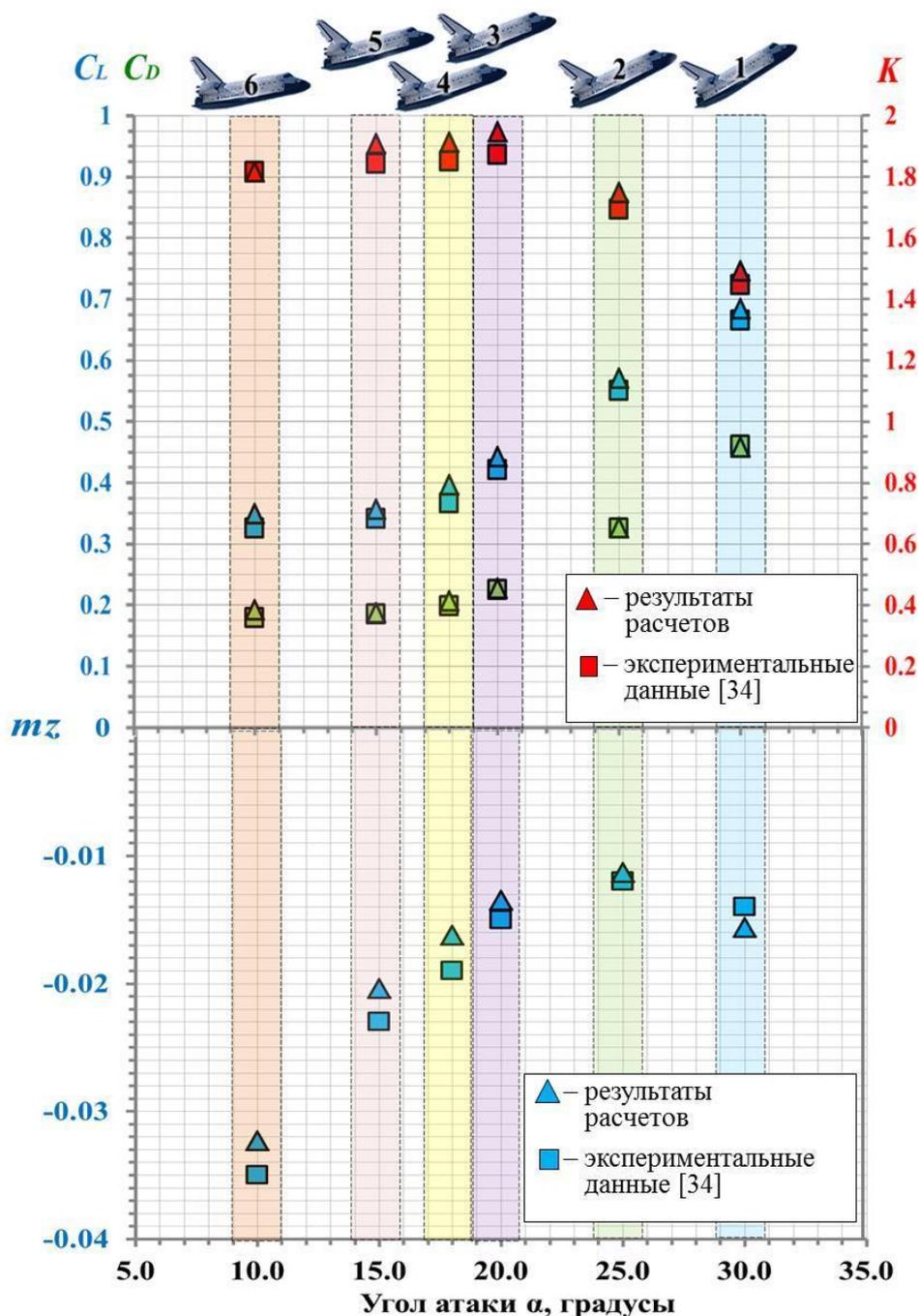


Рис. 19. Сравнение результатов моделирования с экспериментами данными [34] по интегральным и моментным аэродинамическим характеристикам базовой конфигурации орбитальной ступени Space Shuttle

В процессе контролируемого спуска на исследуемом участке планирующей траектории система аэродинамических сил не является уравновешенной (в отличие от установившегося движения под действием тяги двигательной установки) – сопротивление гасит скорость летательного аппарата. При этом сила тяжести космолана несколько превышает

подъемную силу, а отрицательный момент тангажа M_Z плавно уменьшает угол атаки. Требуемое соотношение сил и моментов достигается за счет использования аэродинамических поверхностей, обеспечивающих управляемость, устойчивость и балансировку.

С целью исследования эффективности управляющих поверхностей орбитального самолета на рассматриваемом участке траектории для выделенных точек определялись локальные, интегральные и моментные аэродинамические характеристики орбитальной ступени при различных углах поворота органов управления (подфюзеляжного балансировочного щитка, элевонов, руля направления). В настоящей работе моделировались полетные конфигурации, в которых отклоняемые на различные углы аэродинамические поверхности обеспечивали создание дополнительных (отрицательных или положительных) моментов тангажа и рыскания.

Некоторые результаты решения поставленной задачи представлены в табл. 7–9 в виде приращений аэродинамических характеристик (коэффициентов подъемной силы, силы лобового сопротивления, боковой силы, моментов тангажа и рыскания, аэродинамического качества) при вариации отклонения подфюзеляжного балансировочного щитка, руля направления, симметричном отклонении элевонов относительно нейтрального положения последних. Расчеты проводились при начальных условиях, соответствующих рассмотренным траекторным точкам.

Таблица 7

Расчетные данные по приращениям аэродинамических характеристик орбитального самолета при вариации отклонения подфюзеляжного балансировочного щитка δ_{BF} и симметричном отклонении элевонов δ_{EL} , для полетных режимов, соответствующих рассмотренным траекторным точкам

Приращения аэродинамических характеристик относительно базовой конфигурации	Угол поворота органов управления	Траекторная точка					
		1	2	3	4	5	6
		50.3 км M = 8.2 $\alpha = 30^0$	41 км M = 6.5 $\alpha = 25^0$	35 км M = 5.5 $\alpha = 20^0$	30 км M = 4.5 $\alpha = 18^0$	25 км M = 3.2 $\alpha = 15^0$	20 км M = 2 $\alpha = 10^0$
Приращение коэффициента подъемной силы, ΔC_L	$\delta_{BF} = -11.7^0$	-0.00799	-0.00692	-0.00596	-0.00602	-0.00601	-0.00940
	$\delta_{BF} = -5^0$	-0.00448	-0.00383	-0.00323	-0.00330	-0.00296	-0.00427
	$\delta_{BF} = 10^0$	0.01602	0.01334	0.00990	0.01031	0.00871	0.01027
	$\delta_{BF} = 22.5^0$	0.03299	0.02918	0.02486	0.02658	0.01798	0.02254
	$\delta_{EL} = -35^0$	-0.05099	-0.04550	-0.04002	-0.04493	-0.05995	-0.09398
	$\delta_{EL} = -20^0$	-0.04003	-0.03300	-0.02497	-0.02408	-0.03398	-0.06702
	$\delta_{EL} = +10^0$	0.04097	0.03480	0.02803	0.02994	0.02903	0.04400
	$\delta_{EL} = +20^0$	0.07908	0.08000	0.08698	0.08205	0.06795	0.08699
Приращение коэффициента силы лобового сопротивления, ΔC_D	$\delta_{BF} = -11.7^0$	-0.00548	-0.00327	-0.00201	-0.00212	-0.00288	-0.00178
	$\delta_{BF} = -5^0$	-0.00371	-0.00245	-0.00155	-0.00161	-0.00167	-0.00132
	$\delta_{BF} = 10^0$	0.01517	0.01125	0.00669	0.00729	0.00554	0.00562
	$\delta_{BF} = 22.5^0$	0.03688	0.02671	0.01715	0.01807	0.01473	0.01584
	$\delta_{EL} = -35^0$	-0.02498	-0.01705	-0.00864	-0.01301	-0.00301	0.00755
	$\delta_{EL} = -20^0$	-0.02121	-0.01580	-0.01007	-0.01305	-0.00606	-0.00403
	$\delta_{EL} = +10^0$	0.04071	0.02930	0.02031	0.02162	0.01603	0.01703
	$\delta_{EL} = +20^0$	0.11262	0.08645	0.06274	0.06159	0.05002	0.05197

Из представленных данных видно, что пилотирование посредством отклонения органов управления для большинства режимов ухудшает несущие характеристики летательного аппарата (уменьшает аэродинамическое качество). Кроме того, на рассматриваемом участке траектории, на отрезке между 3-й и 5-й точками, эффективность управляющих поверхностей снижается (уменьшаются приращения соответствующих характеристик). Последнее отрицательно сказывается на пилотажных свойствах орбитальной ступени.

Из данных, представленных в табл. 7,8 можно выделить следующие общие закономерности. Поворот балансировочного щитка и симметричное отклонение элевонов на положительные углы (рис. 5,18) приводит к возрастанию подъемной силы ($\Delta C_L > 0$) и возникновению дополнительного отрицательного момента тангажа ($\Delta m_z < 0$), стремящегося уменьшить угол атаки. Очевидно, что при отрицательном отклонении указанных органов управления наблюдается противоположный эффект – подъемная сила уменьшается $\Delta C_L < 0$ и создается дополнительный положительный момент тангажа ($\Delta m_z > 0$), который способствует увеличению угла атаки. При этом, чем больше угол поворота управляющей поверхности, тем больше абсолютная величина положительного или отрицательного приращения соответствующей характеристики.

Таблица 8

Расчетные данные по приращениям аэродинамического качества и коэффициента момента тангажа орбитального самолета при отклонении подфюзеляжного балансировочного щитка δ_{BF} и симметричном отклонении элевонов δ_{EL} , для полетных режимов, соответствующих рассмотренным траекторным точкам

Приращения аэродинамических характеристик относительно базовой конфигурации	Угол поворота органов управления	Траекторная точка					
		1	2	3	4	5	6
		50.3 км M = 8.2 $\alpha = 30^0$	41 км M = 6.5 $\alpha = 25^0$	35 км M = 5.5 $\alpha = 20^0$	30 км M = 4.5 $\alpha = 18^0$	25 км M = 3.2 $\alpha = 15^0$	20 км M = 2 $\alpha = 10^0$
Приращение аэродинамического качества, ΔK	$\delta_{BF} = -11.7^0$	0.00041	-0.00373	-0.00910	-0.00962	-0.00277	-0.03240
	$\delta_{BF} = -5^0$	0.00231	0.00141	-0.00096	-0.00112	0.00125	-0.00978
	$\delta_{BF} = 10^0$	-0.01397	-0.01870	-0.01343	-0.01701	-0.00969	0.00037
	$\delta_{BF} = 22.5^0$	-0.04445	-0.04956	-0.03492	-0.03547	-0.05018	-0.02975
	$\delta_{EL} = -35^0$	-0.03165	-0.05080	-0.10624	-0.10330	-0.29521	-0.53866
	$\delta_{EL} = -20^0$	-0.01919	-0.01739	-0.02475	0.00458	-0.12415	-0.31707
	$\delta_{EL} = +10^0$	-0.03958	-0.04614	-0.04654	-0.04995	-0.00761	0.06256
	$\delta_{EL} = +20^0$	-0.15570	-0.17219	-0.12145	-0.13308	-0.11600	-0.02993
Приращение коэффициента момента тангажа, Δm_z	$\delta_{BF} = -11.7^0$	0.00927	0.00715	0.00541	0.00609	0.00665	0.00913
	$\delta_{BF} = -5^0$	0.00556	0.00441	0.00331	0.00359	0.00357	0.00449
	$\delta_{BF} = 10^0$	-0.01878	-0.01532	-0.01152	-0.01353	-0.01122	-0.01324
	$\delta_{BF} = 22.5^0$	-0.05534	-0.04475	-0.03318	-0.03284	-0.02571	-0.02902
	$\delta_{EL} = -35^0$	0.03718	0.03055	0.02713	0.03304	0.03934	0.06309
	$\delta_{EL} = -20^0$	0.03073	0.02470	0.02107	0.02535	0.02795	0.04745
	$\delta_{EL} = +10^0$	-0.04225	-0.03550	-0.02854	-0.03780	-0.02767	-0.03320
	$\delta_{EL} = +20^0$	-0.11291	-0.09725	-0.07905	-0.07908	-0.06510	-0.07693

Вместе с ростом подъемной силы наблюдается тенденция к увеличению лобового сопротивления ($\Delta C_D > 0$). Также для всех рассмотренных режимов справедливо обратное – уменьшение подъемной силы сопровождается снижением силы лобового сопротивления. Однако, в подавляющем большинстве случаев, вклады приращений подъемной силы и силы сопротивления (отрицательных или положительных) в общее аэродинамическое качество летательного аппарата не компенсируют друг друга. Последнее обстоятельство приводит к снижению несущих свойств орбитальной ступени ($\Delta K < 0$).

Таблица 9

Расчетные данные по приращениям коэффициентов боковой силы и момента рыскания орбитального самолета при отклонении руля направления δ_{RUD} для полетных режимов, соответствующих рассмотренным траекторным точкам

Приращения аэродинамических характеристик относительно базовой конфигурации	Угол поворота органов управления	Траекторная точка					
		1	2	3	4	5	6
		50.3 км M = 8.2 $\alpha = 30^0$	41 км M = 6.5 $\alpha = 25^0$	35 км M = 5.5 $\alpha = 20^0$	30 км M = 4.5 $\alpha = 18^0$	25 км M = 3.2 $\alpha = 15^0$	20 км M = 2 $\alpha = 10^0$
Приращение Коэффициента боковой силы, ΔC_S	$\delta_{RUD} = 10^0$	-0.00003	-0.00012	-0.00021	-0.00033	-0.00055	-0.00105
	$\delta_{RUD} = 22.8^0$	-0.00008	-0.00017	-0.00030	-0.00041	-0.00068	-0.00127
Приращение коэффициента момента рыскания, Δm_Y	$\delta_{RUD} = 10^0$	-0.00001	-0.00007	-0.00014	-0.00018	-0.00032	-0.00049
	$\delta_{RUD} = 22.8^0$	-0.00003	-0.00009	-0.00016	-0.00022	-0.00035	-0.00063

При отклонении органов управления существенно меняется картина течения вблизи соответствующих аэродинамических поверхностей, что иллюстрирует рис. 20 с помощью полей температуры (слева) и давлений (справа). Распределения указанных параметров представлены в двух сечениях $Z = 4.3$ м и $Z = 6.3$ м при нейтральном положении элевонов и их максимальном отклонении (отрицательном и положительном).

На рис. 21, для случая поворота элевонов, показано, что положение механизации крыла сказывается не только на интегральных аэродинамических характеристиках летательного аппарата, но также оказывает существенное влияние на локальные (распределенные) тепловые и динамические характеристики этих управляющих поверхностей. При отрицательном и положительном отклонении элевонов (на рис. 20, 21 показаны предельные случаи) отмечается существенное возрастание температуры и давления на их подветренной поверхности (в первом случае), и наветренной – во втором. При этом максимальное повышение нагрузок характерно для межэлевоновых щелей и нижней поверхности механизации крыла орбитальной ступени Space Shuttle при отклонении последней на положительные углы.

8. Заключение

Продемонстрированы возможности программного комплекса для численного моделирования аэротермодинамики и аэрофизики интегральной компоновки высокоскоростного летательного аппарата произвольной конфигурации, разработанного в ИПМех РАН, на примере аэротермодинамического моделирования спуска орбитальной ступени космической системы Space Shuttle в плотных слоях атмосферы Земли.

Для выбранной конфигурации выполнен полный технологический цикл компьютерного моделирования – от создания реалистичной поверхности самолета и качественных сеточных моделей, до получения полного набора аэротермодинамических данных.

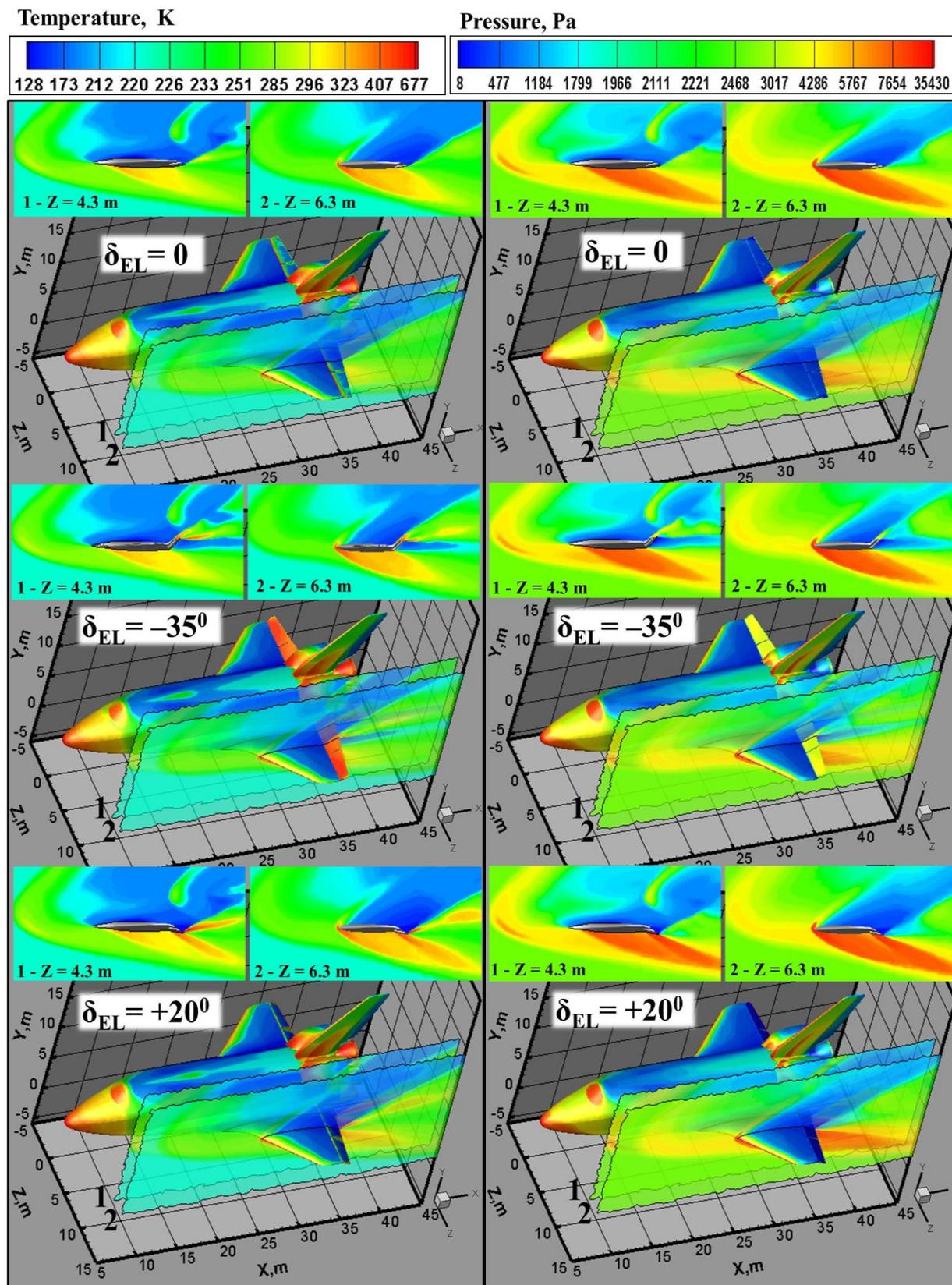


Рис. 20. Распределения температур (слева) и давлений (справа) вблизи элевонов при изменении их положения для трех полетных конфигураций на высоте $H=25$ км, при скорости полета $M=3.2$ и угле атаки $\alpha=15^\circ$

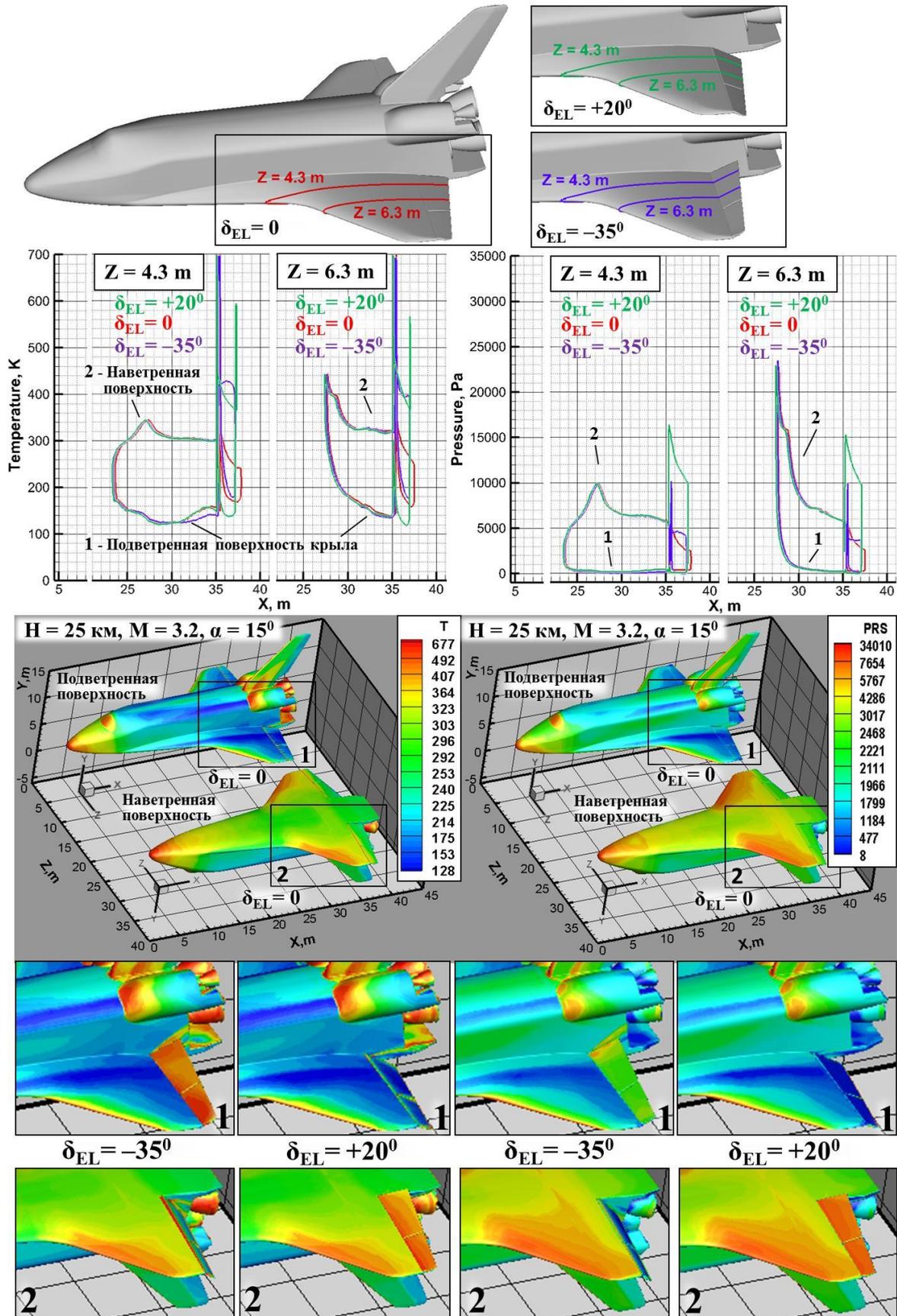


Рис. 21. Изменение локальных тепловых (слева), а также динамических (справа) характеристик крыла при предельном отрицательном и положительном отклонении элевонов

Построенные геометрические и сеточные модели полностью удовлетворяют требованиям, выполнение которых необходимо для эффективной работы кодов аэротермодинамики, входящих в программный комплекс численного моделирования аэрофизики интегральной компоновки высокоскоростного летательного аппарата произвольной конфигурации.

Для реалистичной компьютерной модели орбитального самолета Space Shuttle получены: конфигурация поля течения; структура и характер взаимодействия ударных волн, образующихся при обтекании сложной модели; тепловые и аэродинамические характеристики поверхности; характер изменения указанных параметров от режима полета.

Проведено моделирование режимов течения в широком диапазоне скоростей, высот и углов атаки, которые соответствуют выделенным точкам нижнего участка траектории спуска космолета Space Shuttle.

Созданный виртуальный прототип оснащен полным набором отклоняемых органов управления – элевонами, подфюзеляжным балансировочным щитком, двухсекционным рулем направления.

Для выделенного набора траекторных точек рассмотрены полетные конфигурации орбитального самолета, соответствующие различным углам поворота управляющих поверхностей. Исследована эффективность органов управления, а также влияние степени их отклонения на локальные, интегральные и моментные аэродинамические характеристики пилотируемого транспортного корабля.

Реализованная имитационная модель крылатого орбитального самолета может быть использована для предварительной количественной оценки аэродинамических и пилотажных характеристик, а также получения приближенных значений тепловых и динамических нагрузок, действующих на поверхность летательного аппарата, на нижнем участке траектории спуска в атмосфере. Использование созданного виртуального прототипа, включающего качественные геометрические и сеточные модели, позволяет удовлетворительно разрешить структуру течения, а также получить приемлемое соответствие между расчетными и экспериментальными данными по интегральным аэродинамическим характеристикам даже в рамках неструктурированного подхода.

Автор выражает благодарность своему научному руководителю, академику РАН, проф. С.Т. Суржикову за идеи, положенные в основу работы.

Работа выполнена в Лаборатории радиационной газовой динамики ИПМех РАН в рамках Программы фундаментальных исследований Российской академии наук, при поддержке гранта РФФИ 16-01-00379.

Литература

1. Фотогалерея NASA. <http://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/shuttle/>
2. NSTS 1988 News Reference Manual: Space Transportation System. <https://science.ksc.nasa.gov/shuttle/technology/sts-newsref/>
3. Jenkins D.R. Space Shuttle: The History of Developing the National Space Transportation System. 1996, 320 p.
4. История разработки многоразовой транспортно-космической системы (МТКС) «Спейс Шаттл». <http://www.buran.ru/htm/shuttle.htm>
5. Ko W.L., Quinn R.D., Gong L. Finite-Element Reentry Heat-Transfer Analysis of Space Shuttle Orbiter / NASA Technical Paper – 2657, December 1986. 59 p.
6. Железнякова А.Л. Унифицированный подход к созданию сложных виртуальных поверхностей и расчетных сеток для комплексного имитационного 3D моделирования современных изделий аэрокосмической техники // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2016. Том 17, вып. 2. 24 с. <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-2/articles/634/>
7. Rogers D.F. An Introduction to NURBS with Historical Perspective. Morgan Kaufman Publishers, San Fransisco, 2001. 324 p.
8. Piegl L.A., Tiller W. The NURBS Book. Springer, 1997. 646 p.

9. Lee K. Principles of CAD/CAM/CAE Systems. Addison-Wesley, California, 1999. 582 p.
10. SolidWorks. <http://www.solidworks.com/>
11. Железнякова А.Л. Моделирование аэротермодинамических характеристик виртуального прототипа перспективного сверхзвукового авиалайнера на крейсерском режиме полета // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2017. Т.18, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-1/articles/672/>
12. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Расчет гиперзвукового обтекания тел сложной формы на неструктурированных тетраэдральных сетках с использованием схемы AUSM // ТВТ, 2014, т. 52, № 2, с. 283–293.
13. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Применение метода расщепления по физическим процессам для расчета гиперзвукового обтекания пространственной модели летательного аппарата сложной формы // ТВТ, 2013, том 51, № 6, с. 897–911.
14. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. I. – М.: ИПМех РАН, 2013. – 160 с.
15. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование поля течения при входе в атмосферу земли спускаемого аппарата с аэродинамическим качеством // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. - Сер. "Машиностроение". 2009. №2. С.3–25.
16. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43 // Препр. ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН. № 950. 2010. 82 с.
17. Железнякова А.Л., Кузенов В.В., Петрусев А.С., Суржиков С.Т. Численный анализ конвективного нагрева двух моделей спускаемых космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. - Сер. "Машиностроение". 2009. №3. С.3–15.
18. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43 // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. - Сер. "Машиностроение". 2010. №1. С.3–19.
19. Иванов И.Э., Крюков И.А. Метод расчета вязких пространственных течений на нерегулярных сетках // Материалы IX Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ-2012), Алушта, 25-31 мая, 2012. Изд-во "МАИ-ПРИНТ", Москва, 2012. С. 240,241. ISBN 978-5-4316-0063-0.
20. Ермаков М.К. Многопроцессорное моделирование аэродинамики гиперзвукового летательного аппарата на трехмерных неструктурированных сетках // Материалы XXIII Научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского Московской обл., 1-2 марта 2012. С. 104 – 105.
21. Ермаков М.К. Моделирование гиперзвукового обтекания летательного аппарата на суперкомпьютере "Ломоносов" // 6-я Всероссийская школа-семинар "Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем": Сборник научных трудов. - М: ИПМех РАН. 2012. С. 18 – 23. ISBN 978-5-91741-066-1.
22. Железнякова А.Л., Кузенов В.В., Петрусев А.С., Суржиков С.Т. Расчет аэротермодинамики двух типов моделей спускаемых космических аппаратов. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Том 9. <http://chemphys.edu.ru/media/published/025.pdf>
23. Суржиков С.Т. Аналитические методы построения конечно-разностных сеток для расчета аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. - Сер. "Машиностроение". 2004. № 2. С.24–50.
24. Суржиков С.Т. Радиационно-конвективный теплообмен космического аппарата сферической формы в углекислом газе // ТВТ. 2011. Т.49. № 1. С.92–107.
25. Котов Д.В., Суржиков С.Т. Расчет течений вязкого и невязкого газа на неструктурированных сетках с использованием схемы AUSM // Вычислительная механика сплошных сред. 2011. Т.4. №1. С.36–54.
26. Piff K.W., Shafer M.F. Space Shuttle Hypersonic Aerodynamic and Aerothermodynamic Flight Research and the Comparison to Ground Test Results / NASA Technical Memorandum 4499, 1993.
27. Prabhu D.K., Papadopoulos P.E., Davies C.B., Wright M.J., McDaniel R.D., Venkatapathy E., Wercinski P.F. Shuttle Orbiter Contingency Abort Aerodynamics: Real-Gas Effects and High Angles of Attack / NASA Technical Report RTO-EN-AVT-116. 2005, 24 p.
28. Young J.C., Underwood J.M., Hillje E.R. The Aerodynamic Challenges of the Design and Development of the Space Shuttle Orbiter. NASA Report, 1985.

29. Cunningham J.A., Haney J.W. Space shuttle wing leading edge heating environment prediction derived from development flight data / In NASA. Langley Research Center Shuttle Performance: Lessons Learned, Pt. 2, 1983, pp. 1083–1109.
30. Bornemann W.E., Surber T.E. Aerodynamic Design of the Space Shuttle Orbiter. AGARD CPP-247, paper 11, Sept. 1978. 24 p.
31. Saltzman E.J., Wang K.C., Iliff K.W. Aerodynamic Assessment of Flight-Determined Subsonic Lift and Drag Characteristics of Seven Lifting-Body and Wing-Body Reentry Vehicle Configurations / NASA/TP-2002-209032. 2002. 159 p.
32. Arrington J.P., Jones J.J. Shuttle Performance: Lessons Learned, Part 1. NASA-CP-2283-PT-1. 1983. 760 p.
33. Arrington J.P., Jones J.J. Shuttle Performance: Lessons Learned, Part 2. NASA-CP-2283-PT-2. 1983. 647 p.
34. Aerodynamic Design Data Book. Orbital Vehicle STS-1. Rockwell International. 1980. 1640 p.
35. Muylaert J., Walpot L., Rostand P., Rapuc M., Brauckmann G., Paulson J., Trockmorton D., Weilmuenster K. Extrapolation from wind tunnel to flight: Shuttle orbiter aerodynamics. NASA Technical Report. 1998. 16 p.
36. Liseikin V.D. Grid Generation Methods. – Berlin: Springer, 1999.
37. Thompson J.F., Soni B. K., Weatherill N. P. Handbook of Grid Generation. CRC Press, 1998.
38. Железнякова А.Л., Суржигов С.Т. Построение пространственных неструктурированных сеток на NURBS-поверхностях сложных изделий авиационной и ракетно-космической техники методом молекулярной динамики //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т.15, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-1/articles/108/>
39. Zheleznyakova A.L. Molecular dynamics-based triangulation algorithm of free-form parametric surfaces for computer-aided engineering // Computer Physics Communication. 2015. <http://dx.doi.org/10.1016/j.cpc.2014.12.018>.
40. Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Molecular dynamic-based unstructured grid generation method for aerodynamic application // Computer Physics Communication, Vol.184, 2013. Pp.2711–2727.
41. Железнякова А.Л. Молекулярно-динамический метод построения неструктурированных сеток в сложных пространственных областях и на криволинейных поверхностях //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2012. Т.13, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2012-13-4/articles/368/>
42. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. – М.: Наука, 1982. – 391 с.
43. Марчук Г.И. Методы расщепления. – М.: Наука, 1988. – 263 с.
44. Liou M. S., Steffen C. A New Flux Splitting Scheme – J. Comput. Phys., Vol. 107, 23-39, 1993.

Статья поступила в редакцию 28 декабря 2017 г.