

A Unified Approach to Building Complex Virtual Surfaces and Computational Grids for the Comprehensive 3D Simulation of Aerospace Industry Products

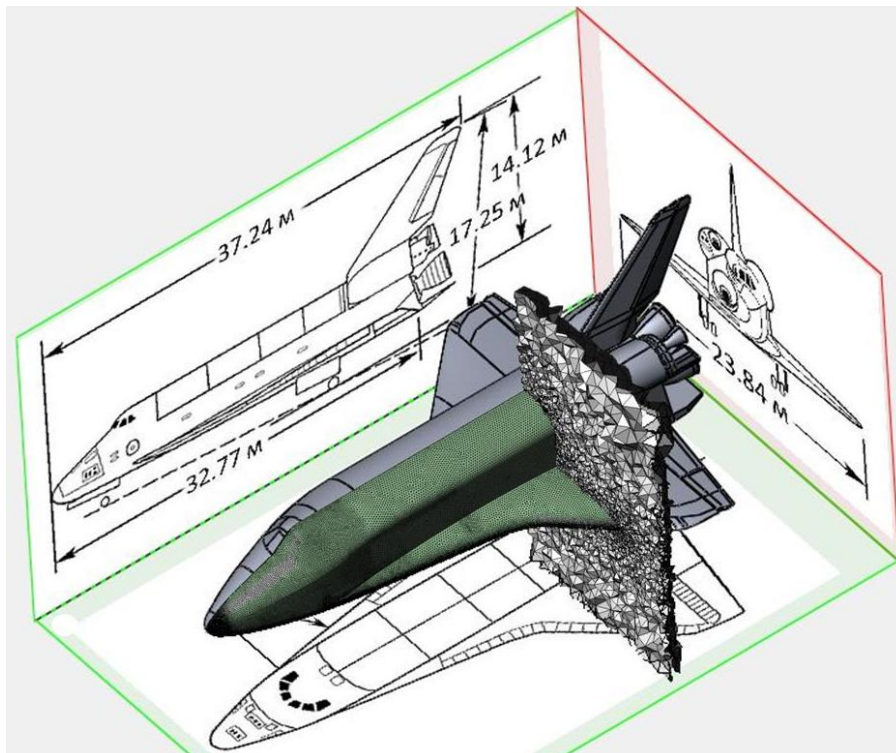
A.L. Zheleznyakova

*A.Yu. Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences,
119526, Moscow, Russia
a.zheleznyakova@mail.ru*

Abstract

A unified approach for creating 3D virtual geometry and finite-volume (finite-element) grids is suggested. The geometry data and grid information are combined to create a comprehensive computer model. The several reusable spacecraft models such as Space Shuttle orbiter, X-33, X-34 and X-37 are built on the base of technologies developed in Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences (IPMech RAS). The most common requirements for vehicle geometry and computational grids are discussed.

Keywords: winged reusable launch vehicle, orbital space plane, unstructured mesh, computational aerodynamics, Computer-Aided Design, virtual prototype, comprehensive 3D models



The three-view drawings of reusable launch vehicle Space Shuttle orbiter, computer spacecraft geometry and tetrahedral computational grid

УДК 533.6.01+519.6+004.92

Унифицированный подход к созданию сложных виртуальных поверхностей и расчетных сеток для комплексного имитационного 3D моделирования современных изделий аэрокосмической техники

А.Л. Железнякова

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

Аннотация

Предложена унифицированная методология разработки геометрических и конечно-объемных (или конечно-элементных) неструктурированных сеточных данных, интеграция которых в едином информационном пространстве формирует новый объект – виртуальный прототип. В рамках стандартизованного объектно-ориентированного подхода, на основе вычислительных технологий, созданных в ИПМех РАН, построено несколько реалистичных виртуальных прототипов возвращаемых крылатых аппаратов с малым аэродинамическим качеством: Space Shuttle orbiter, X-33, X-34 и X-37. Созданные для последующих аэротермодинамических расчетов компьютерные 3D поверхности и тетраэдральные сетки удовлетворяют всем наиболее общим требованиям, предъявляемым к качеству геометрических и сеточных моделей перспективных изделий аэрокосмической техники.

Ключевые слова: крылатый возвращаемый аппарат, воздушно-космический самолет, неструктурированная сетка, вычислительная аэродинамика, автоматизированное проектирование, виртуальный прототип, трехмерные реалистичные модели

1. Введение

В настоящее время происходит активное становление и развитие вычислительной газовой динамики как прикладной дисциплины, особенно при решении современных задач освоения гиперзвуковых скоростей [1–6]. Этому способствует совершенствование вычислительных методов, возрастающая надежность компьютерных моделей, наряду со снижением вычислительных затрат. Последнее происходит благодаря стремительному развитию компьютерных технологий, в частности, росту производительности процессоров, увеличению быстродействия и емкости запоминающих устройств, созданию удобных пользовательских интерфейсов.

При современном уровне развития технологий автоматизированного проектирования [7–17] полный цикл разработки новых образцов аэрокосмической техники, от создания концепции до летных испытаний прототипов не должен превышать трех, четырех лет. В условиях сжатых сроков этапы разработки и производства выполняются практически одновременно. При таком подходе принимать максимально эффективные инженерные решения необходимо на самой начальной стадии. Первая фаза проектирования, в ходе которой необходимо быстро сформировать технический облик изделия, выполняется главным образом на основе численного анализа. На данном этапе проводится лишь ограниченная серия натурных испытаний, необходимых для валидации компьютерных моделей. При этом от ре-

зультатов, полученных методами численного моделирования, требуется предельная точность. После того, как конфигурация изделия полностью определена, начинается фаза полномасштабных наземных и летных испытаний. На данном этапе численное моделирование может эффективно применяться для экстраполяции результатов наземных экспериментов на реальные условия гиперзвукового полета при спуске в атмосфере, численного экспресс-анализа для выбора оптимальной траектории, быстрой интерпретации экспериментальных данных.

Сочетание классических инженерных подходов и современных вычислительных технологий на всех этапах разработки перспективных изделий авиационной и ракетно-космической техники позволяет повысить эффективность принятия важных конструкторских решений и снизить возможные риски.

Создание виртуального прототипа представляет собой сложный многостадийный процесс. Первые шаги – это построение компьютерной модели поверхности, поверхностных и объемных сеточных моделей. Последний этап – получение полного набора газодинамических данных для множества вариантов компоновок и конструкций отдельных элементов изделия в широком диапазоне условий эксплуатации. При этом особое внимание уделяется оценке внешних аэродинамических и тепловых нагрузок.

Как показывает опыт, процесс создания расчетной сетки в этой технологической цепочке является самым трудоемким, особенно, при решении современных практических задач гиперзвуковой аэротермодинамики. Необходимость значительных трудозатрат на создание реалистичной виртуальной геометрии объекта и генерации адекватной сеточной модели объясняется сложностью конфигурации расчетной области и многообразием процессов, протекающих в гиперзвуковом потоке.

Перед построением поверхностных и объемных сеточных моделей необходимо получить математическое представление сложной поверхности прототипа, максимально приближенной к конфигурации реального изделия. На этапе генерации поверхностной сетки геометрическая модель преобразуется в расчетную. Какой бы высокой точностью не обладал численный метод решения уравнений газовой динамики, надежность полученных результатов моделирования, в первую очередь, зависит от точности воспроизведения геометрической формы и качества дискретизации сложной поверхности.

В настоящем исследовании предложена и реализована унифицированная методология построения геометрических и неструктурированных сеточных моделей многообразных гиперзвуковых летательных аппаратов аэрокосмического назначения, которая основана на вычислительных технологиях, разработанных в Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (ИПМех РАН) [1–8]. В статье представлены результаты, обобщающие опыт автора по созданию реалистичных компьютерных поверхностей и сеточных пространств, на примере нескольких виртуальных прототипов возвращаемых крылатых аппаратов с малым аэродинамическим качеством: Space Shuttle orbiter [18–21], X–33 [22–26], X–34 [24,27–31] и X–37 [24,32–35]. В статье также обсуждаются наиболее общие требования, предъявляемые к геометрическим моделям и расчетным сеткам, выполнение которых необходимо для адекватного численного анализа параметров течения при гиперзвуковых скоростях полета.

2. Используемые методы и подходы к созданию виртуальных поверхностей сложных изделий

Современные системы автоматизированного проектирования, такие как SolidWorks [12], 3ds MAX [13], Rhinoceros 3D [14], Maya [15] для прецизионно точного представления сложнейших геометрических моделей используют набор параметрически заданных поверхностей. При этом применяется специальная кусочно-полиномиальная форма представления – так называемые Non-Uniform Rational B-Splines (NURBS) неоднородные рациональные

В-сплайны [9–11]. Этот термин употребляется по отношению к поверхностям и кривым. Благодаря возможности точного описания любой геометрии (от линии, окружности, дуги или кривой на плоскости до произвольной поверхности любой сложности в пространстве) с использованием минимального количества информации, NURBS-подход получил широкое распространение в анимации, научной визуализации, автоматизированном проектировании и многих других областях.

По сравнению с альтернативным полигональным представлением, в виде множества связанных между собой граней, NURBS-метод может обеспечить любую требуемую точность задания поверхности модели. Для описания фрагмента произвольной кривой или поверхности требуется знать степень полинома, набор определяющих точек, и вектор узловых значений. Это минимальное количество информации, по сравнению с объемом данных о сотнях, если не тысячах, треугольников с их вершинами и нормальными. Кроме этого NURBS аппроксимация сохраняет гладкость исходных поверхностей и дает возможность легко дублировать и воспроизводить любые объекты. Данная технология позволяет автоматизировать процесс перехода между геометрической и сеточной моделями, а также сохранить высокую точность, заложенную в исходной геометрии объекта. Рациональные В-сплайны применяются в известных нейтральных форматах обмена данными, таких как IGES [16] или STEP [17]. Единственным недостатком NURBS представления является использование сложного математического аппарата. Учитывая преимущества NURBS метода, можно сделать вывод о целесообразности его использования для представления границ расчетной области при создании поверхностных расчетных сеток.

3. Принципы и особенности построения сеточных моделей для задач гиперзвуковой аэродинамики

Проблема построения сеточных моделей требует особого внимания. Используемые на этом этапе методы и алгоритмы должны обеспечивать достаточную эффективность, быстроту выполнения и надежность результатов при минимальных затратах вычислительных ресурсов и расчетного времени, демонстрировать максимальную гибкость, адаптивность, универсальность. На начальных этапах проектирования конфигурация изделия, как правило, претерпевает значительные изменения, кроме этого может уточняться и расширяться круг физических процессов и явлений, имеющих первостепенное значение для исследуемого объекта, что существенно усложняет поставленную задачу.

В зависимости от целей моделирования к сеточным моделям будут предъявляться различные требования. Проведение аэродинамических расчетов необходимо для обеспечения устойчивости, управляемости изделия, а также определения внешней нагрузки, действующей на конструкцию. Расчет аэродинамического воздействия набегающего потока на летательный аппарат включает вычисление распределения давления по поверхности, а также оценку интегральных аэродинамических сил и моментов. Аэротермодинамическое моделирование, необходимое при проектировании эффективных систем тепловой защиты высокоскоростных летательных аппаратов, требует получения результатов более высокой точности, по сравнению с простым аэродинамическим расчетом. При решении сопряженных задач гиперзвуковой аэротермодинамики необходимо принимать во внимание множество факторов: тепловые потоки, температуру поверхности, концентрации компонентов в пристеночной области, толщину пограничного слоя, эффекты реального газа, влияние каталитичности поверхности и т.д. Таким образом, даже задача формулировки требований к сеточным моделям для конкретной ситуации представляет особую сложность, поэтому часто решается путем большого числа вычислительных экспериментов.

В процессе создания изделия (от разработки концепции до формирования законченного технического облика) виртуальный прототип постоянно трансформируется. Первые геометрические модели строятся без учета мелких деталей и имеют максимально упрощенную

конфигурацию. В процессе проектирования виртуальная поверхность дополняется новыми конструктивными элементами. Задача создания расчетных сеток также постоянно усложняется. Для разрешения разномасштабных элементов конструкции и обеспечения требуемой точности на любом этапе, сеточные модели должны быть адаптивными (иметь локальные сгущения узлов в областях больших градиентов, вблизи мелких конструктивных элементов, острых кромок и т.п.). Сеточная модель летательного аппарата в полной компоновке может содержать более 10^9 узлов, что находится на пределе возможностей современной вычислительной техники.

В данной работе применяется неструктурированный подход к построению сеточных моделей, так как автоматически построить структурированную сетку для реалистичных конфигураций такой сложности в настоящее время просто невозможно, даже с использованием блочного подхода. Сеточные модели создаются с использованием принципиально нового численного метода построения объемных и поверхностных неструктурированных сеток с использованием молекулярно-динамического моделирования [4–6]. Алгоритм позволяет создавать качественные однородные и адаптивные как треугольные, так и тетраэдральные сетки для сложных многосвязных областей в автоматическом режиме. В качестве исходных данных используются составные NURBS–поверхности и ограничивающие кривые [9–11]. Разработанная технология создания расчетных сеток основана на иерархическом применении и последовательно используется для разбиения сначала NURBS–кривых, затем NURBS–поверхностей. Сетка в объеме расчетной области строится на основе уже полученного оптимального распределения узлов на сложных ограничивающих поверхностях. Метод позволяет автоматизировать процесс перехода между геометрической и сеточной моделями и сохранить высокую точность, заложенную в исходной геометрии объекта. Динамическая природа разработанного метода генерации расчетных сеток дает возможность локально перестраивать сеточную модель, что позволяет рассматривать большое число различных вариантов конструкции промышленных изделий в кратчайшие сроки.

4. Выбор прообразов для виртуальных моделей

В начале нулевых годов аэрокосмическая промышленность США и Национальное управление по воздухоплаванию и исследованию космического пространства (NASA) прилагают значительные усилия по созданию многоцветного космического корабля нового поколения. В ходе длительной эксплуатации многоцветной транспортной системы Space Shuttle (с 12 апреля 1981 г. по 21 июля 2011 г.) удалось измерить аэродинамические характеристики и оценить тепловое состояние поверхности орбитального ракетоплана в фактических условиях реального спуска в атмосфере. В ходе выполнения обширной программы обдувок моделей Space Shuttle orbiter в аэродинамических трубах [20, 21] была накоплена уникальная наиболее полная база экспериментальных данных. Предполетные испытания такого масштаба не проводились ни для одного возвращаемого летательного аппарата. Последующие летные эксперименты позволили оценить степень расхождения результатов, полученных в условиях реального полета и условиях, воспроизведенных в лабораторных аэродинамических установках. Полученные данные заложили научный фундамент для дальнейшего развития передовых космических технологий в сфере разработки аппаратов многоцветного использования, которые были воплощены в экспериментальных прототипах, X–33 [22–26], X–34 [24, 27–31] и X–37 [24, 32–35].

В качестве прообразов виртуальных прототипов для настоящего исследования была выбрана орбитальная ступень многоцветной транспортной системы Space Shuttle (рис.1) и серия возвращаемых крылатых аппаратов с малым аэродинамическим качеством типа Space Shuttle orbiter (табл.1): X–33 (рис.2), X–34 (рис.3) и X–37 (рис.4). Главным критерием отбора прообразов, за исключением X–37, являлось наличие общедоступных результатов наземных и летных экспериментов по измерению тепловых и аэродинамических характери-

стик поверхностей летательных аппаратов, опубликованных в открытых источниках информации [18–35].

Таблица 1

Основные геометрические характеристики летательных аппаратов Space Shuttle Orbiter [21,22], X-33 [18,19], X-34[20], X-37[34,35]

Летательный аппарат	Характерная площадь, м ²	Длина, м	Высота, м	Размах крыла, м
Orbiter	249.91	37.24	17.25	23.84
X-33	149.39	19.3	6.7	23.2
X-34	33.21	16.43	3.61	8.45
X-37	– *	8.4**	2.9	4.5

* Автор не имеет доступа к соответствующим данным

** В общедоступных литературных источниках содержатся неточные и противоречивые данные

4.1. Орбитальный ракетоплан Space Shuttle orbiter

Система Space Shuttle [18–21] реализует концепцию транспортных космических кораблей многократного использования, и разработана для челночной доставки полезных грузов и людей на низкую околоземную орбиту (200–500 км), обслуживания орбитальных станций, научного оборудования. Транспортная система Space Shuttle состоит из трех элементов (рис.1, внизу, слева): двух твердотопливных ракетных ускорителей, топливного бака и орбитального ракетоплана (рис.1). В процессе вывода на орбиту боковые ускорители отделяются от топливного бака через 120 с после запуска, на высоте около 50 км, приводняются на парашютах в акватории Атлантического океана и могут использоваться повторно. Внешний топливный бак является элементом одноразового применения – он отбрасывается на высоте 110 км и сгорает в атмосфере. Дополнительный разгонный импульс, выдаваемый системой орбитального маневрирования, выводит пилотируемый ракетоплан Space Shuttle на околоземную орбиту. Для завершения миссии орбитальный ракетоплан должен осуществить успешный вход в атмосферу Земли и посадку на взлетно-посадочную полосу (рис.1, внизу, справа). Спуск с орбиты крылатого возвращаемого аппарата Space Shuttle orbiter выполняется в планирующем режиме.

В 1972 г. была официально запущена программа Space Transportation System (“Космическая транспортная система”) по созданию многократных транспортных кораблей Space Shuttle, разработка которых была поручена аэрокосмической компании North American Rockwell. Дебютный запуск космического корабля состоялся 12 апреля 1981 г. Первый полет завершился успешным спуском с орбиты и посадкой 14 апреля 1981 г.

В рамках проекта было построено шесть пилотируемых аппаратов Space Shuttle orbiter vehicle (OV): Enterprise (1977 г.), Columbia (1981 г.), Challenger (1983 г.), Discovery (1984 г.), Atlantis (1985 г.), Endeavour (1992 г.). Первый ракетоплан использовался для предполетных испытаний. Пять остальных аппаратов за 30 лет эксплуатации осуществили 135 миссий. Последний запуск корабля Space Shuttle (Space Shuttle Atlantis) состоялся 8 июля 2011 г.

Space Shuttle orbiter – самый большой транспортный космический корабль, из когда-либо построенных. Его длина составляет 37.24 м (табл.1; рис.1), а размах низко расположенного дельтавидного крыла с двойной стреловидностью – 23.8 м (угол стреловидности корневой части консоли равен 81°, концевой части – 45°).



<http://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/shuttle/> <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/STS/>

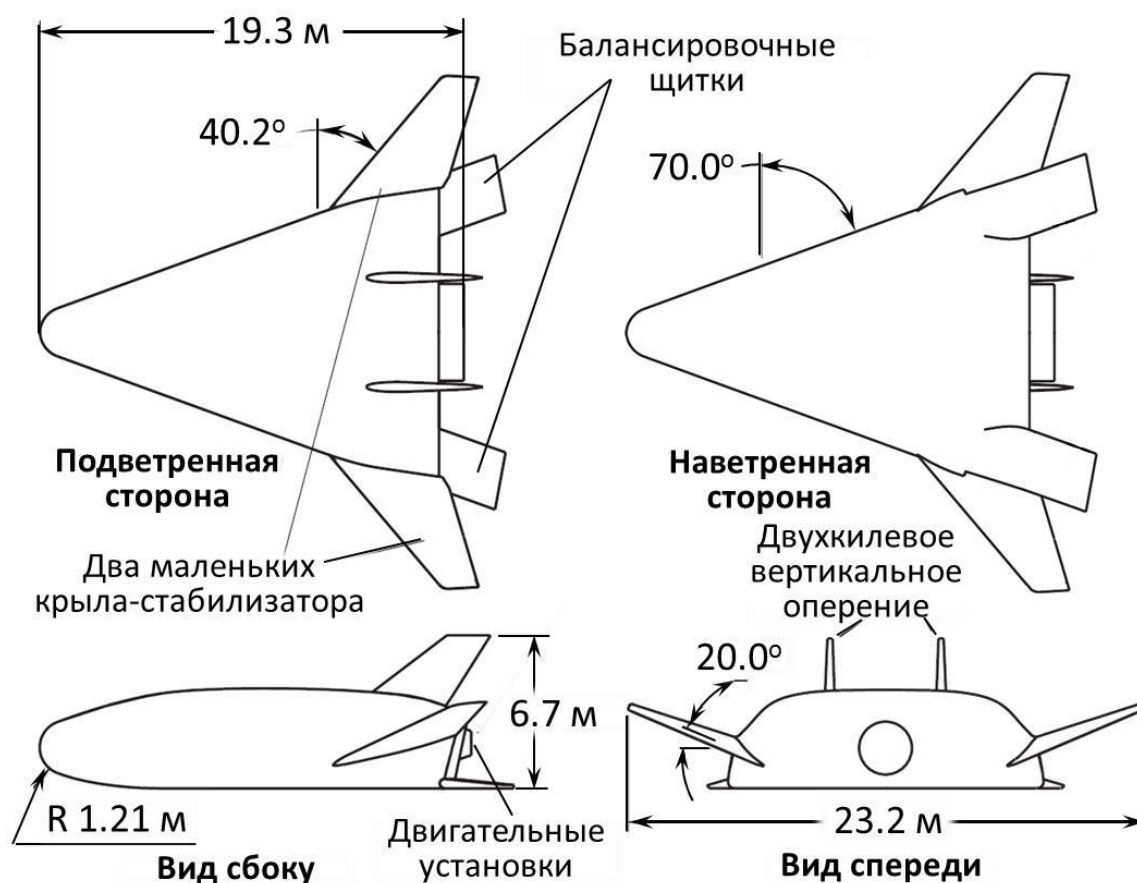
Рис.1. Общий вид орбитального ракетоплана многоразовой транспортной космической системы Space Shuttle в трех видах с габаритными размерами (вверху) и фотографии старта системы Space Shuttle с космодрома на мысе Канаверал и посадки Orbiter Atlantis на авиабазе Эдвардс (внизу)

4.2. Летательный аппарат X-33

Экспериментальный летательный аппарат X-33 (рис.2) проектировался американской компанией Lockheed Martin с 1995 г., как уменьшенный прототип перспективного многоразового космического корабля VentureStar (рис.2, внизу) для массовой доставки людей и полезного груза на орбиту [22–26]. В основу одноименной программы легла революционная техническая концепция, согласно которой на смену транспортной космической системе (Space Transportation System, STS) Space Shuttle должна прийти полностью многоразовая одноступенчатая аэрокосмическая система-космолет. Предполагалось, что новая разработка существенно снизит затраты на выведение полезного груза на орбиту и повысит надежность космических транспортных кораблей. Летательный аппарат планировалось снабдить

комбинированной прямоточной воздушно-реактивной/ракетной двигательной установкой, которая позволит осуществлять горизонтальный старт и посадку. На стадии изготовления прототипа X-33, который должен был продемонстрировать ключевые разработки для будущего космического корабля (уникальные клиновоздушные ракетные двигатели, композитные топливные баки, металлическую тепловую защиту), возник целый ряд непреодолимых (в настоящее время) инженерно-технических трудностей и финансирование проекта было закрыто в 2001 г.

Компоновка летательного аппарата включает несущий треугольный фюзеляж, два больших крыла-стабилизатора, двухкилевое вертикальное оперение, балансировочные щитки, силовые установки. Размеры корпуса космолана X-33 (табл.1; рис.2) диктуются габаритами топливных баков с жидким водородом и жидким кислородом, которые питают клиновоздушные ракетные двигатели (ЖРД Rocketdyne XRS-2200 с клиновидным соплом).



Dryden Flight Research Center Photo Collection



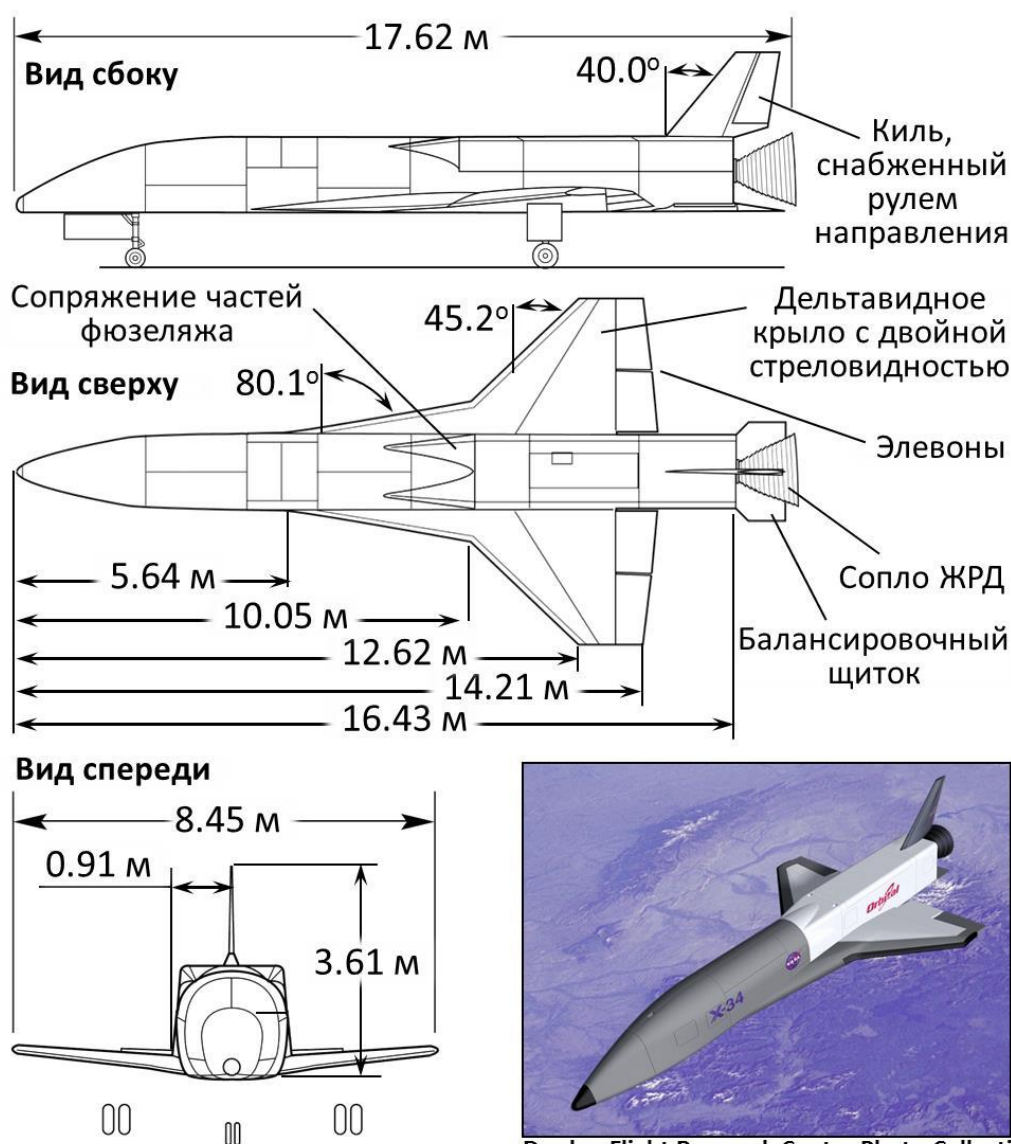
<http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/X-33/>

Рис.2. Схема полномасштабного летательного аппарата X-33 – прототипа многоразового космического корабля VentureStar с габаритными размерами (вверху) и художественное представление X-33 RLV (Reusable Launch Vehicle) на орбите (внизу)

4.3. Экспериментальный летательный аппарат-демонстратор X-34

Параллельно с проектом VentureStar, в рамках программы Reusable Launch Vehicle (RLV) с 1996 по 2001 гг., велись разработки космической системы многоразового использования, основанной на двухступенчатой концепции. При этом преследовались аналогичные цели: снижение затрат и повышение надежности при выведении на орбиту людей и полезного груза.

В ходе реализации проекта планировалось создание летающей лаборатории X-34 [24,27–31] для отработки ключевых технологий, среди которых: легкие конструкции, изготовленные из современных композитных материалов; композитные топливные баки и системы двигательной установки многоразового использования; уникальная тепловая защита; полная автономность полета и посадки, всепогодность.



Dryden Flight Research Center Photo Collection
<http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/X-34/>

Рис.3. Общий вид экспериментального орбитального самолета X-34 с габаритными размерами (вверху) и художественное представление X-34 на орбите (внизу, справа)

Вторая ступень аэрокосмической системы – экспериментальный летательный аппарат X-34 (см. табл.1; рис.3) разрабатывался компанией Orbital Sciences Corporation (OSC).

Запуск беспилотного демонстратора X-34 планировалось осуществлять с помощью реактивного самолета-носителя L-1011. По достижении необходимой высоты и последующего отделения от L-1011 в работу включается собственный ракетный двигатель, способный разогнать X-34 до скоростей $M = 8$ и поднять на высоту 75 км. После выполнения намеченной программы испытаний летающая лаборатория приземляется в автономном режиме. При этом планировалось, что экспериментальный аппарат будет выполнять до 25 тестовых полетов в год.

Первый полет летающей лаборатории X-34 без отделения от самолета-носителя L-1011 состоялся 29 июня в Летно-исследовательском центре (ЛИЦ) им. Драйдена NASA на авиабазе Эдвардс, шт. Калифорния. Автономные полеты не проводились, так как работы по проекту были свернуты на начальной стадии летных испытаний вследствие возникших неразрешимых технических и финансовых проблем. Программа была закрыта 1 марта 2001 г.

4.4. Орбитальный беспилотный летательный аппарат X-37

Неудачный опыт реализации двух рассмотренных выше концепций космической системы многоразового использования, вынуждают NASA пересмотреть стратегию развития и вернуться к проверенной технологии запуска с использованием ракеты-носителя.

Проектирование небольшого космолана X-37 Pathfinder [24, 32–35], предназначенного для тестирования инновационных технологических решений, которые планировалось использовать в конструкции космических кораблей многоразового использования нового поколения, началось еще в 1996 г. Проект Future-X, в рамках которого создавался летательный аппарат, являлся дополнением к полномасштабным программам X-33 и X-34.

Разработка X-37, в основу которого легла конструкция космического аппарата X-40A Space Maneuver Vehicle (SMV), велась корпорацией Boeing при финансовой поддержке NASA и ВВС США. В период с 4 апреля по 19 мая 2001 г. модифицированный X-40A совершил семь планирующих полетов [34].

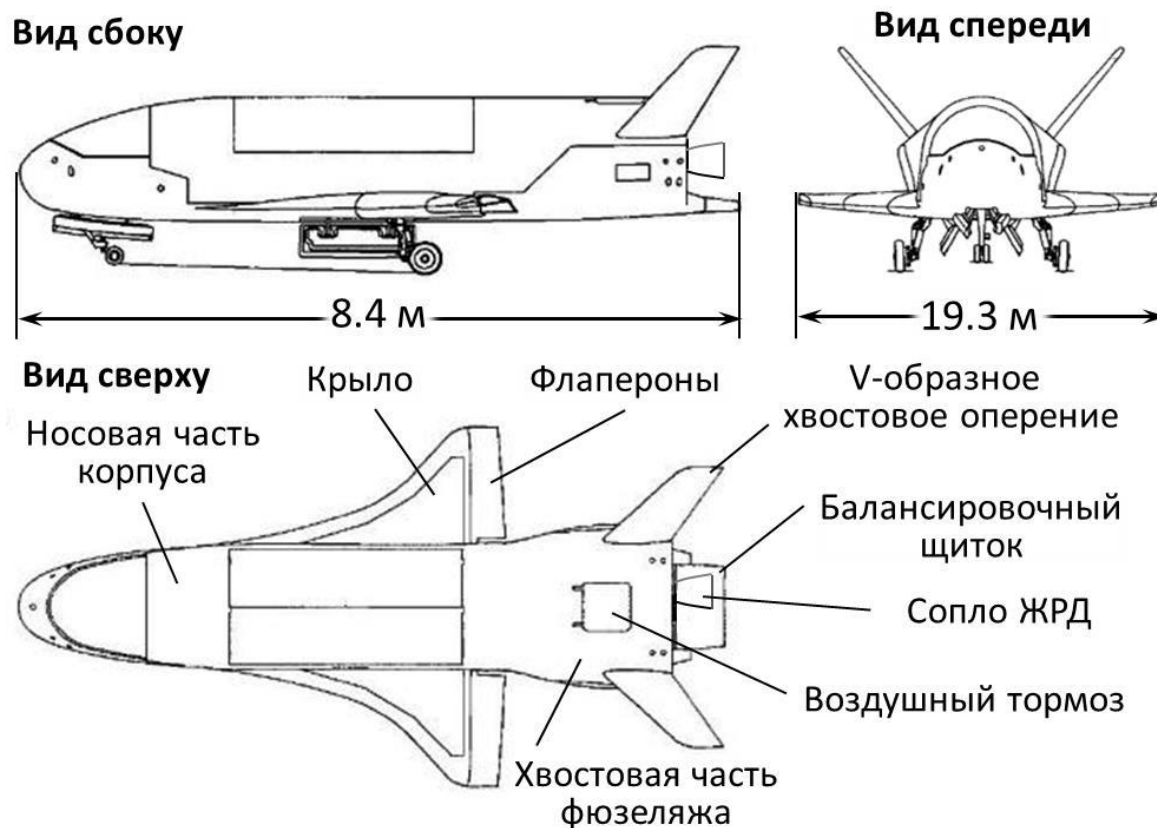
По первоначальному плану первые орбитальные полеты должны были состояться уже в 2002 г. Доставку X-37 в космос планировалось осуществить в багажном отсеке орбитальной ступени Space Shuttle, что определило небольшие размеры экспериментального космолана (табл.1; рис.4).

В ноябре 2002 г. с корпорацией Boeing был заключен новый контракт, который покрывал расходы на строительство не одного, а сразу двух экспериментальных аппаратов – X-37A для испытательных полетов в атмосфере и X-37B для вывода на орбиту.

Первый тестовый полет X-37A под фюзеляжем самолета-носителя White Knight состоялся 21 июня 2005 г. Еще два аналогичных полета были проведены в марте 2006 г. С 7 апреля по 26 сентября 2006 г. летательный аппарат X-37A выполнил три самостоятельных планирующих полета с отделением от White Knight.

В ноябре 2006 началась проработка орбитального варианта X-37B OTV (Orbital Test Vehicle). В новой модификации космолана были устранены недостатки конструкции планера, выявленные в процессе испытаний X-37A, снижены вес и стоимость изготовления прототипа. Летательный аппарат был приспособлен к космическим полетам. Для длительного функционирования на низкой околоземной орбите (на высотах 200–750 км) и успешного спуска в атмосфере с гиперзвуковой скоростью X-37B был дополнительно снабжен ракетным двигателем для орбитальных маневров, усовершенствованной многоразовой системой тепловой защиты, отсеком для полезной нагрузки, системами навигации, управления и контроля орбитального и атмосферного полета, автономного электроснабжения. Ракетоплан X-37B может длительное время автономно находиться на орбите (намного дольше, чем Space Shuttle orbiter), используя солнечные панели и литий-ионные батареи для выработки электроэнергии.

Первый запуск орбитального космолана с использованием ракеты-носителя Lockheed Martin Atlas V был осуществлен 22 апреля 2010 г. с мыса Канаверал. Через 224 дня летательный аппарат X-37B приземлился на взлетно-посадочную полосу базы ВВС США Ванденберг в автономном режиме, как обычный самолет. Возвращение с орбиты проводилось в режиме свободного планирования. С 22 апреля 2010 г. по настоящее время с мыса Канаверал было запущено на орбиту четыре экспериментальных космолана X-37B.



<http://www.space.com/24459-x37b-space-plane-mission-400-days.html>

Рис.4. Схема экспериментального орбитального самолета X-37B OTV в трех видах с габаритными размерами (вверху) и фотографии демонстратора во время посадки на авиабазе Ванденберг (внизу)

5. Создание реалистичных геометрических моделей

Для исследуемых конфигураций X-33, X-34, X-37 и Space Shuttle orbiter с использованием современной системы автоматизированного проектирования SolidWorks [12] были построены максимально реалистичные виртуальные поверхности (рис.5). Габаритные размеры прототипов и некоторые геометрические характеристики представлены в табл.1.

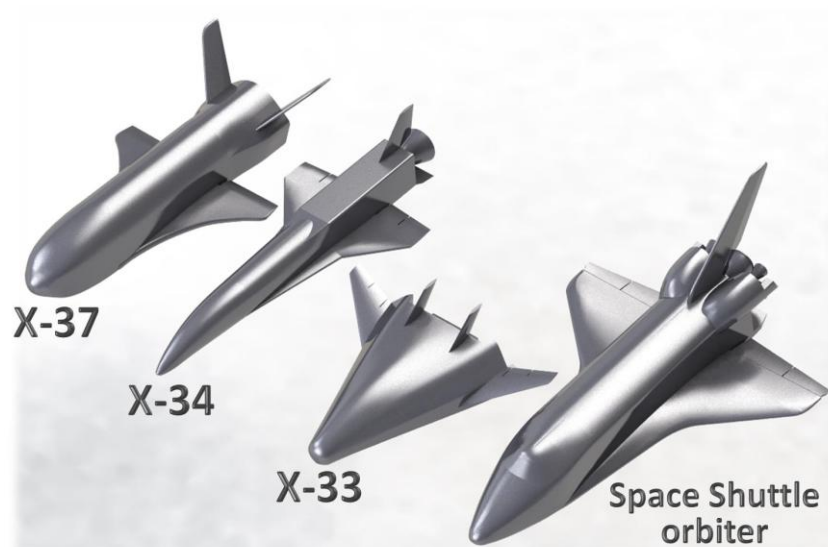


Рис.5. Созданные виртуальные 3D поверхности четырех прототипов возвращаемых крылатых аппаратов с малым аэродинамическим качеством

5.1. Виртуальная поверхность космолета X-33

Компьютерная геометрия автономного гиперзвукового демонстратора X-33 (рис.6), достаточно полно отражает конфигурацию исследуемого объекта.



Рис. 6. Виды разработанной виртуальной поверхности летательного аппарата X-33

Фюзеляж летательного аппарата имеет достаточно простую форму и обладает несущими свойствами. Виртуальная модель оснащена двумя подфюзеляжными балансировочными щитками

ными щитками, расположенными в задней части корпуса. С помощью подфюзеляжных щитков осуществляется управление вектором тяги, а также отклонение по углу тангажа, крена и рыскания (при несимметричном отклонении). Симметричное отклонение двух рулей направления, расположенных на двухкилевом вертикальном оперении, обеспечивает управление по углу рыскания при малых углах атаки. Для контроля углов тангажа, крена и рыскания также применяются элевоны, размещенные на задних кромках двух маленьких крыльев (на больших высотах используется реактивная система управления). Виртуальная компоновка летательного аппарата X-33 также включает два модельных клиновоздушных жидкостных ракетных двигателя.

5.2. Компьютерная геометрия суборбитального самолета X-34

Созданная геометрическая модель летательного аппарата X-34 достаточно точно описывает сложную конфигурацию выбранного прообраза и содержит все основные конструктивные элементы натурального объекта (рис.7).



Рис. 7. Созданная реалистичная 3D поверхность летательного аппарата X-34 в различных ракурсах

Предполагалось, что суборбитальный самолет будет совершать спуск в атмосфере в условиях типичных для орбитальной ступени космического корабля многоразового использования Space Shuttle, поэтому компоновка X-34 характеризуется низким аэродинамическим качеством и оснащена тем же набором управляющих аэродинамических поверхностей. Виртуальный летательный аппарат имеет дельтавидное крыло, руль направления, подфюзеляжный (балансирующий) щиток, расположенный в задней части орбитального самолета под хвостовой частью фюзеляжа, элевоны, размещенные на задних кромках консолей крыла. Управление летательным аппаратом на высоких скоростях и больших высотах, где аэродинамические поверхности неэффективны, осуществляется с применением ре-

активной системы управления. Суборбитальный самолет X-34 оснащен жидкостным ракетным двигателем ЖРД Fastrac, который использует в качестве горючего керосин, а в качестве окислителя – жидкий кислород.

5.3. Геометрическая модель поверхности космолана X-37

Создание виртуальной поверхности автономного орбитального космолана X-37 проводилось с учетом всех конструктивных особенностей прообраза (рис.8).



Рис. 8. Виды построенного виртуального прототипа автономного экспериментального летательного аппарата X-37

Вход в атмосферу X-37В OTV осуществляется по траекториям, рассчитанным для орбитальной ступени космического корабля типа Space Shuttle. Поэтому экспериментальный летательный аппарат X-37В OTV имеет схожую со Space Shuttle orbiter конфигурацию и аналогичный комплект управляющих аэродинамических поверхностей, однако значительно уступает последнему в размерах (табл.1). Как отмечалось ранее, X-37 представляет собой небольшой орбитальный самолет длиной 8.4 м, с размахом крыла 4.5 м.

Стабилизация летательного аппарата и маневрирование в плотных слоях атмосферы осуществляются с помощью аэродинамических управляющих поверхностей (рис.8). Прототип X-37В имеет V-образное хвостовое оперение, которое состоит из двух наклонных поверхностей, играющих одновременно роль и горизонтального и вертикального оперения. При синхронном отклонении эти поверхности выполняют функции рулей высоты и управляют тангажом, а при асинхронном – рулей направления и контролируют угол рыскания. Механизация крыла включает флапероны, расположенные на задних кромках. Эти органы управления обеспечивают крен при несимметричном отклонении, играя роль элеронов, а также варьируют сопротивление при симметричном отклонении, выполняя функции закрылков. Подфюзеляжный (балансировочный) щиток, расположенный в задней части орби-

тального самолета под хвостовой частью фюзеляжа, обеспечивает балансировку, управление вектором тяги, а также может использоваться для помощи в совершении маневров по тангажу.

Экспериментальный орбитальный самолет X-37 оснащен маршевым ЖРД Rocketdyne AR2-3, размещенным в хвостовой части. Двигатель малой тяги используется для орбитального маневрирования и схода с орбиты (торможения) и не предназначен для активного полета в атмосфере.

5.4. Виртуальная поверхность орбитального ракетоплана Space Shuttle Atlantis

Представленная на рис. 9,10 геометрическая модель орбитального космолана Space Shuttle Atlantis учитывает специфические особенности конфигурации и содержит все основные конструктивные элементы соответствующего прообраза (см. рис.1).



Рис.9. Вид носовой части созданной компьютерной поверхности воздушно-космического самолета Space Shuttle

Виртуальная модель включает двигатели системы орбитального маневрирования, внутренние и внешние поверхности сопел трех маршевых двигателей, киль, двухсекционный руль направления, треугольное крыло с двойной стреловидностью, отклоняемые управляющие поверхности крыла, подфюзеляжный (балансирующий) щиток, расположенный в задней части орбитального самолета под хвостовой частью фюзеляжа. Модель предельно точно отражает форму днища, носовой и хвостовой частей корпуса, конфигурацию крыла.

Стабилизация летательного аппарата и маневрирование в плотных слоях атмосферы осуществляются с помощью аэродинамических управляющих поверхностей (см. рис.9,10). Двухсекционный руль направления на киле служит также воздушным тормозом, который используется 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 (балансирующий) щиток, размещенный в задней части орбитального самолета под хвостовой частью фюзеляжа, обеспечивает балансировку, а также используется для помощи в совершении маневров по тангажу.



Рис.10. Различные ракурсы хвостовой части виртуальной модели орбитального ракетоплана Space Shuttle

Орбитальная ступень Space Shuttle оснащена тремя собственными разгонными маршевыми двигателями ЖРД Rocketdyne (RS-25). Главные силовые установки подпитываются жидким водородом и кислородом из большого подвешного топливного бака, начинают работу за 7 секунд до момента отрыва от стартового стола, и выключаются незадолго до отделения внешнего топливного бака. На участке довыведения, а также для маневрирования на орбите и схода с нее используются два двигателя системы орбитального маневрирования (Orbital Maneuvering System, OMS).

6. Пространственные неструктурированные расчетные сетки для созданных конфигураций летательных аппаратов

На основе разработанных максимально реалистичных виртуальных поверхностей вращаемых аппаратов (см. рис.5–10) сгенерирована серия высокоточных (насколько это возможно в рамках неструктурированного подхода) тетраэдральных расчетных сеток, фрагменты которых представлены на рис.11–18. Для достижения удовлетворительной точности результатов вычислений с использованием созданных сеточных моделей, размерности последних были доведены до 5–10 млн (минимально необходимое число элементов варьируется в зависимости от сложности геометрии летательного аппарата).

Разработанные компьютерные поверхности воздушно-космических самолетов X-33 (см. рис.6), X-34 (см. рис.7) и Space Shuttle orbiter (см. рис.9,10) обладают зеркальной симметрией. Это свойство использовалось при создании расчетных сеток, которые, с целью

экономии вычислительных ресурсов, генерировались для половины соответствующей модели возвращаемого летательного аппарата.

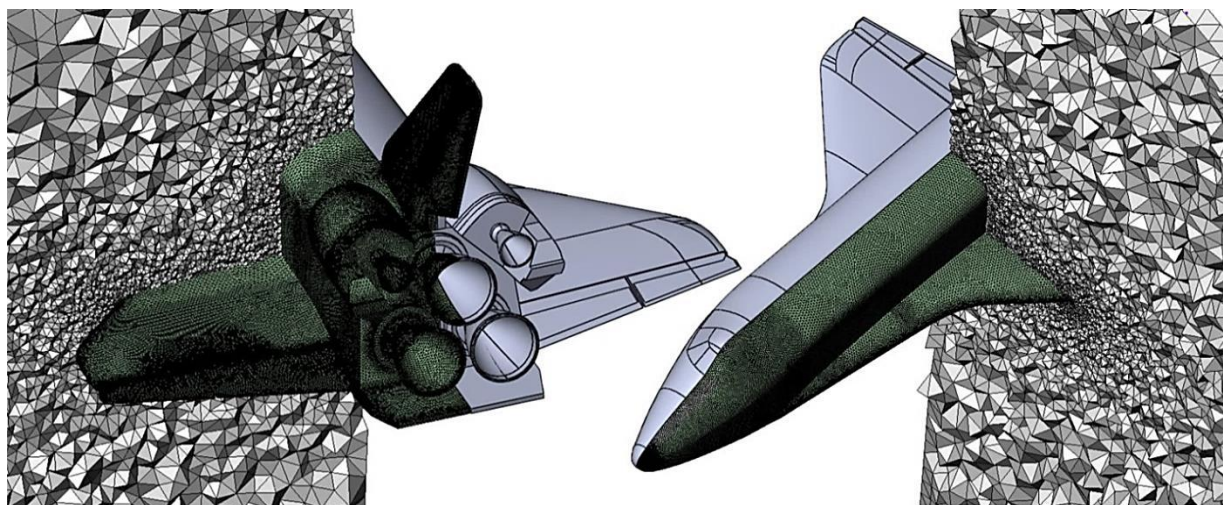


Рис. 11. Различные фрагменты тетраэдральной сетки, построенной для реалистичной конфигурации орбитального самолета Space Shuttle Atlantis, размерностью 10710294 расчетных элементов

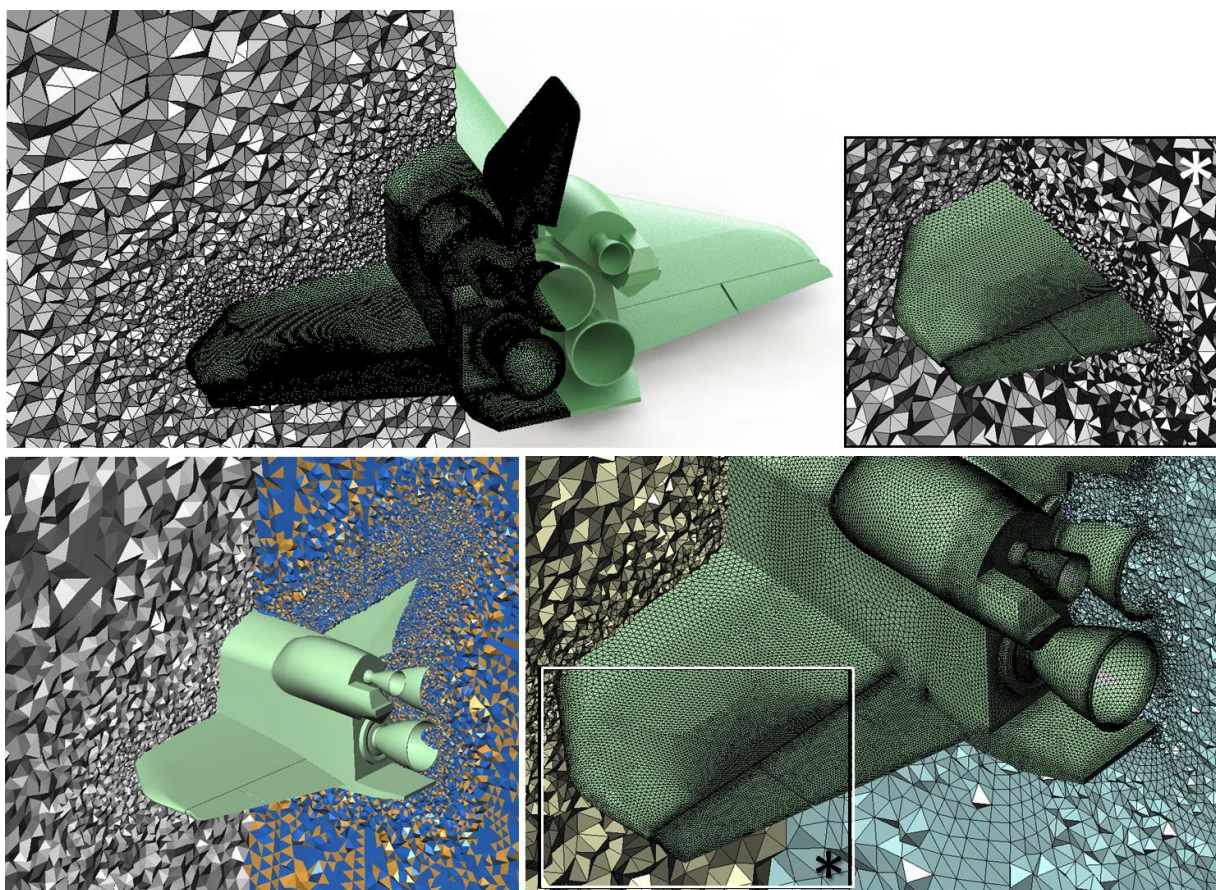


Рис. 12. Детали поверхностной сеточной модели и виды объемной расчетной сетки в различных сечениях вблизи хвостовой части орбитального ракетоплана Space Shuttle Atlantis

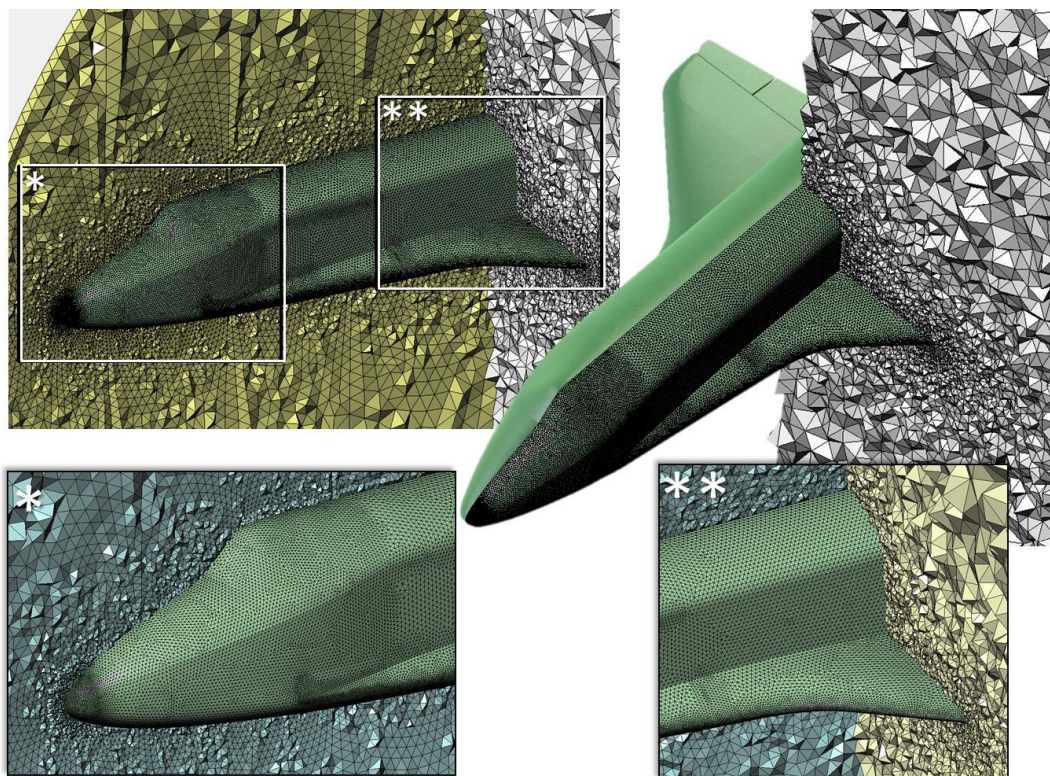


Рис. 13. Детали поверхностной сеточной модели и виды объемной расчетной сетки в различных сечениях вблизи носовой части орбитального ракетоплана Space Shuttle Atlantis

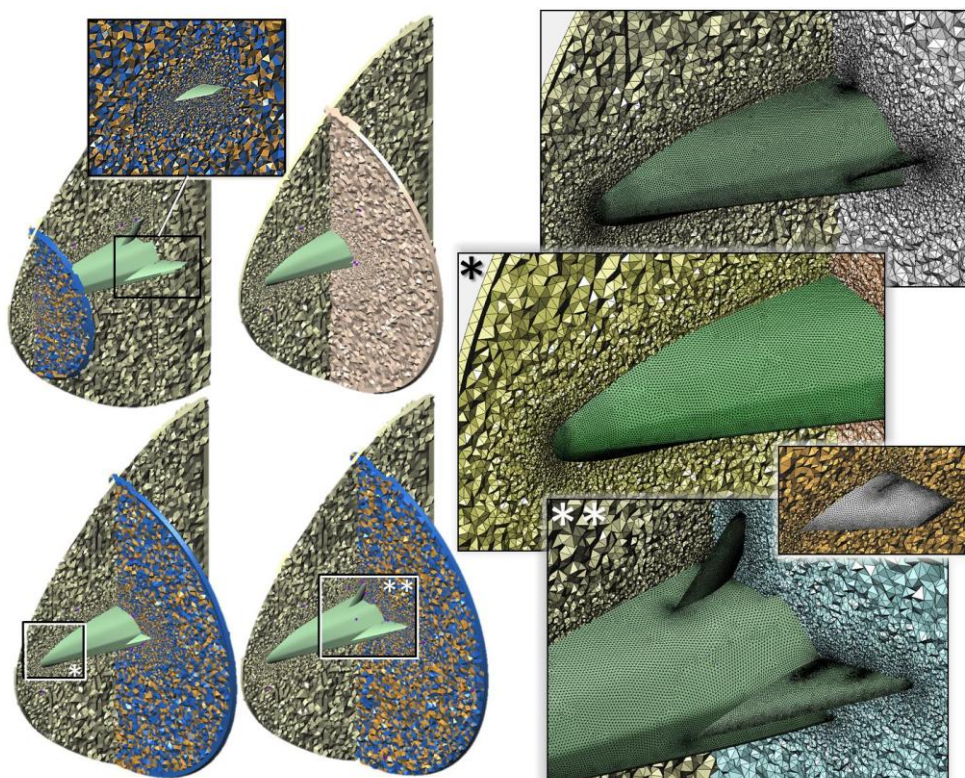


Рис. 14. Фрагменты объемной неструктурированной расчетной сетки размерностью 4 718 299 тетраэдров, сгенерированной около виртуальной модели экспериментального летательного аппарата X-33, вблизи его носовой части

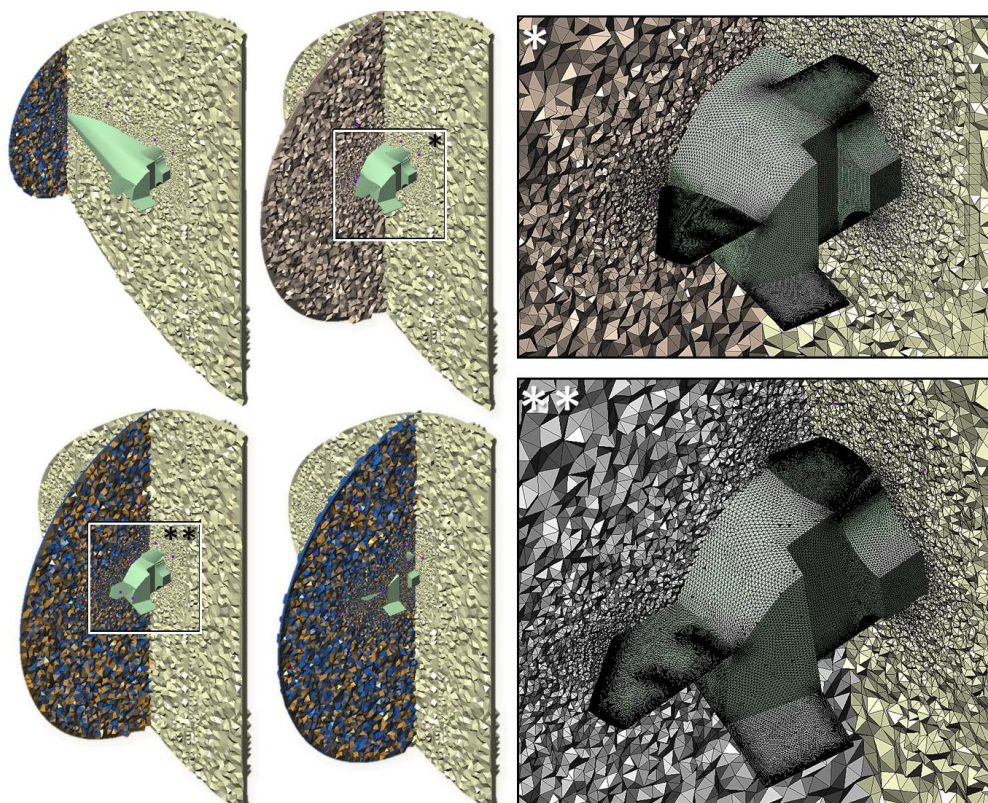


Рис. 15. Виды объемной расчетной сетки вблизи задней части фюзеляжа гиперзвукового демонстратора X-33 в различных сечениях

Для орбитального ракетоплана X-37, сеточная модель строилась около полной конфигурации, так как сопло двигательной установки аппарата смещено относительно центральной плоскости симметрии (см. рис.8).

Расчетная область определялась таким образом, чтобы в процессе численного моделирования условий полета спускаемых космических аппаратов, входная граница не оказывала влияние на поток вблизи обтекаемого тела.

Неструктурированные сетки генерировались с использованием опробованного метода [4–6], который позволил выполнить ряд стандартных требований, предъявляемых к качеству сеточных моделей. Плотность узлов поверхностных сеток существенно возрастает вблизи мелких конструктивных элементов и в окрестности острых и скругленных кромок.

Объемные сетки значительно сгущаются к поверхности летательного аппарата в пространстве расчетной области (свойство адаптивности). При этом соседние треугольные или тетраэдральные элементы отличаются по размерам не более чем на 20% (свойство изотропности). Некоторые характеристики разработанных сеточных моделей (рис.11–18) представлены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры созданных неструктурированных тетраэдральных расчетных сеток

Виртуальная геометрия	Поверхностная сетка		Объемная сетка	
	Число узлов	Число треугольников	Число узлов	Число тетраэдров
Orbiter*	131 627	261 462	1 874 895	10 710 294
X-33*	55 152	109 829	823 056	4 718 299
X-34*	80 798	160 295	875 947	4 916 505
X-37	81 809	163 614	1 579 354	9 148 918

* Расчетная сетка строилась для половины модели

В невозмущенной области течения максимальная протяженность ячеек варьировалась от 0.05 м (для небольшого аппарата X-37) до 0.5 м (для ракетоплана Space Shuttle orbiter). Размер тетраэдров вблизи носовых частей фюзеляжа возвращаемых летательных аппаратов, кромок крыльев и управляющих поверхностей равнялся 0.001 м. Разрешающей способности построенных сеток достаточно для определения аэродинамических характеристик поверхностей с инженерной точностью.

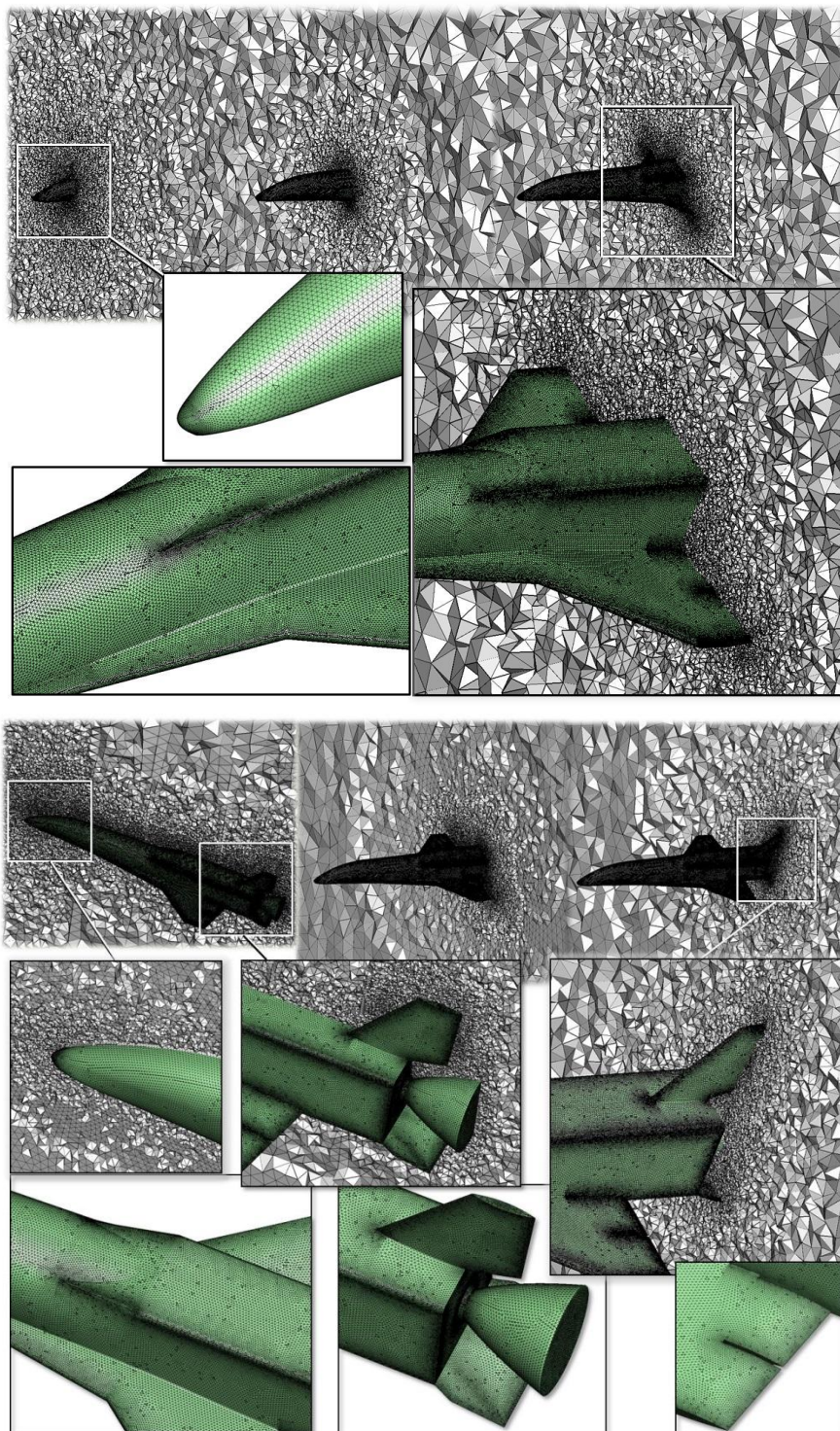


Рис. 16. Поверхностная и объемная неструктурированные сетки, построенные около виртуального прототипа экспериментального орбитального самолета X-34. Размерность сеточной модели 4 916 505 тетраэдральных ячеек

О качестве созданных сеток можно судить по значениям наиболее часто используемых критериев [36, 37]. 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.

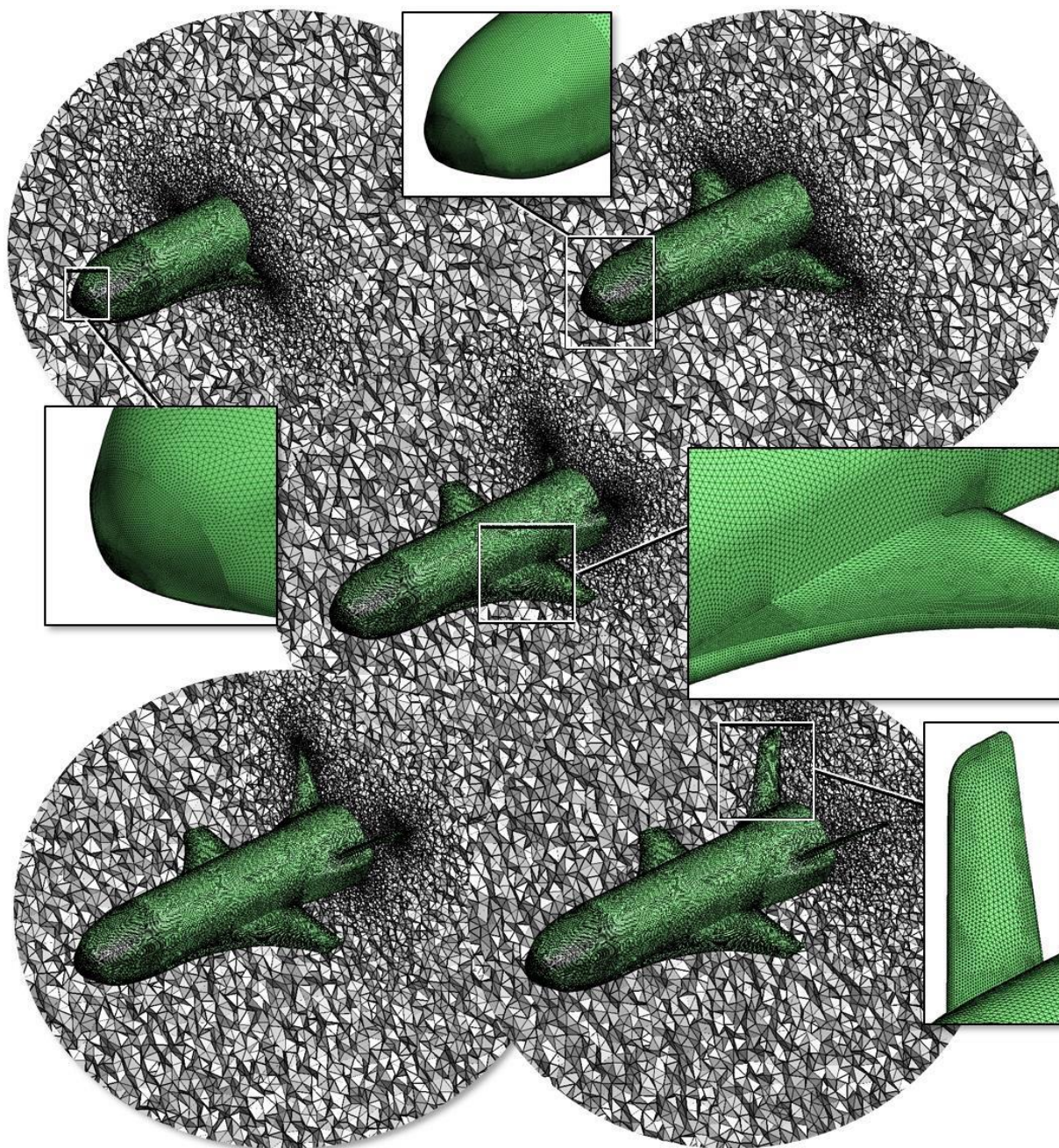


Рис. 17. Фрагменты тетраэдральной сетки, построенной для реалистичной конфигурации автономного гиперзвукового демонстратора X–37, размерностью 9 148 918 расчетных элементов

Построенные сеточные модели полностью удовлетворяют требованиям, выполнение которых необходимо для эффективной работы алгоритмов интегрирования уравнений газовой динамики, разрабатываемых в ИПМех [1–3].

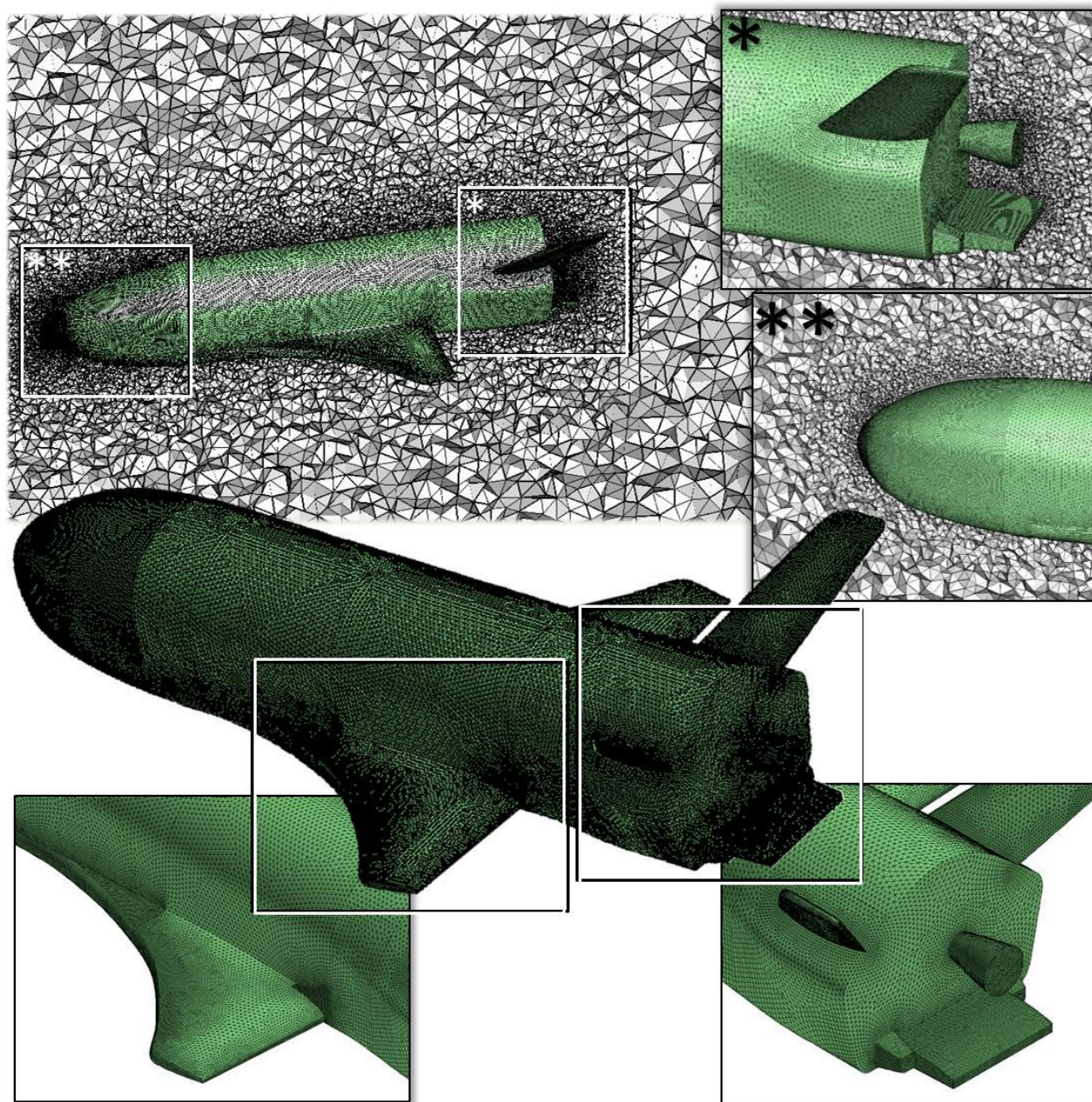


Рис. 18. Детали объемной расчетной сетки размерностью 9 148 918 элементов, сгенерированной около реалистичной геометрии автономного гиперзвукового демонстратора X-37

7. Заключение

На основе вычислительных технологий, разработанных в ИПМех РАН, предложен и реализован унифицированный подход к созданию сложных компьютерных поверхностей и неструктурированных расчетных сеток для численного моделирования перспективных изделий аэрокосмической техники. Метод применен для построения нескольких реалистичных 3D поверхностей возвращаемых крылатых аппаратов с малым аэродинамическим качеством (Space Shuttle orbiter, X-33, X-34 и X-37). На основе разработанных трехмерных виртуальных конфигураций летательных аппаратов сгенерированы серии поверхностных и объемных адаптивных сеток для последующих аэротермодинамических расчетов.

Созданные виртуальные прототипы удовлетворяют всем наиболее общим требованиям, предъявляемым к геометрическим и сеточным моделям перспективных изделий аэро-

космической техники. Геометрические модели учитывают специфические особенности каждой конфигурации и содержат все основные конструктивные элементы соответствующего прообраза. Адаптивные тетраэдральные сетки размерностью около 10 млн. элементов обладают достаточной разрешающей способностью для адекватного численного анализа параметров течения при гиперзвуковых скоростях полета и содержат ячейки хорошего качества, оцененного по наиболее общим критериям: коэффициентам формы и асимметрии, параметру угловой скошенности.

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. 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.
2. 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.
3. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. I. – М.: ИПМех РАН, 2013. – 160 с.
4. Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Molecular dynamic-based unstructured grid generation method for aerodynamic application // Computer Physics Communication, Vol.184, 2013. P.2711–2727.
5. 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>.
6. 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/>
7. Котов М. А. Моделирование поверхности гиперзвукового летательного аппарата//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Т. 14, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-4/articles/427/>
8. Котов М. А. Геометрическое моделирование поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов Х-43 и Х-51А//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Т.14, вып. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-2/articles/393/>
9. Rogers D.F. An Introduction to NURBS with Historical Perspective. Morgan Kaufman Publishers, San Fransisco, 2001. 324 p.
10. Piegl L.A., Tiller W. The NURBS Book. Springer, 1997. 646 p.
11. Lee K. Principles of CAD/CAM/CAE Systems. Addison-Wesley, California, 1999. 582 p.
12. SolidWorks. <http://www.solidworks.com/>
13. Autodesk | Products |3ds Max |3D modeling, animation, and rendering software. <http://www.autodesk.com/>
14. Rhinoceros. <http://www.rhino3d.com/>
15. Autodesk | Products | Maya. <http://www.autodesk.com/>
16. The Initial Graphics Exchange Specification (IGES) Version 6.0 (Draft), IGES/PDES Organization, November 30, 2001. 732 p.
17. ISO 10303-21:2002, Industrial automation systems and integration - Product data representation and exchange – Part 21: Implementation methods: Clear text encoding of the change structure.
18. Bornemann W.E., Surber T.E. Aerodynamic Design of the Space Shuttle Orbiter. AGARD CPP–247, paper 11, Sept. 1978. 24 p.

19. 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.
20. Arrington J.P., Jones J.J. Shuttle Performance: Lessons Learned, Part 1. NASA-CP-2283-PT-1. 1983. 760 p.
21. Arrington J.P., Jones J.J. Shuttle Performance: Lessons Learned, Part 2. NASA-CP-2283-PT-2. 1983. 647 p.
22. Space transportation: status of the X-33 reusable launch vehicle program: report to Congressional requesters. Washington, D.C. 1999. 38 p.
23. Letchworth G. X-33 Reusable Launch Vehicle Demonstrator, Spaceport and Range // AIAA SPACE Conference & Exposition 2011, Long Beach, California, USA. AIAA-2011-7314.
24. NASA Dryden Flight Research Center Photo Collection. <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/index.html>
25. Kelly J. Murphy, Robert J. Nowak, Richard A. Thompson, Brian R. Hollis. X-33 Hypersonic Aerodynamic Characteristics // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 9–11 August 1999, Portland, Oregon, AIAA-99-4162.
26. Hollis B.R., Thompson R.A., Murphy K.J., Nowak R.J., Riley C.J., Wood W.A., Alter S.J. X-33 Aerodynamic and Aeroheating Computations for Wind Tunnel and Flight Conditions // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 9-11 August 1999, Portland, Oregon, AIAA-99-4163.
27. Marshall Space Flight Center Historical Fact Sheet. X-34: Demonstrating Reusable Launch Vehicle Technologies. <http://www.nasa.gov/centers/marshall/news/background/facts/x-34.html>
28. Berry S.A., Horvath T.J., Difulvio M., Glass C., Merski N.R. X-34 Experimental Aeroheating at Mach 6 and 10 // 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January 12–15, 1998, Reno, NV. AIAA 98-0881.
29. Pamadi B.N., Brauckmann G.J., Ruth M.J., Fuhrmann H.D. Aerodynamic Characteristics, Database Development and Flight Simulation of the X-34 Vehicle // 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 10–13 January 2000, Reno, NV. AIAA 2000-0900. 17 p.
30. Berry S.A., Horvath T.J., Difulvio M., Glass C., Merski N.R. X-34 Experimental Aeroheating at Mach 6 and 10 // 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January 12–15, 1998, Reno, NV. AIAA 98-0881.
31. Brauckmann J. X-34 Vehicle Aerodynamic Characteristics // 16th AIAA Applied Aerodynamics Meeting, Albuquerque, New Mexico, June 15 – 18, 1998. AIAA 98-2531.
32. Новостной сайт о Космосе SPACE.com. <http://www.space.com/news>.
33. Miller J. The X-Planes: X-1 to X-45 / Midland Publishing, 2001.
34. Grantz A.C. X-37B Orbital Test Vehicle and Derivatives // AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition 27–29 September 2011, Long Beach, California, AIAA-2011-7315, 2011. 14 p.
35. Paez C. The Development of the X-37 Re-Entry Vehicle // 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, FL, July 11–14, 2004. AIAA 2004-4186.
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.

Статья поступила в редакцию 29 сентября 2016 г.