

# Numerical Study of Aerothermodynamic Characteristics of the Supersonic Airliner Prototype in Cruising Flight Mode

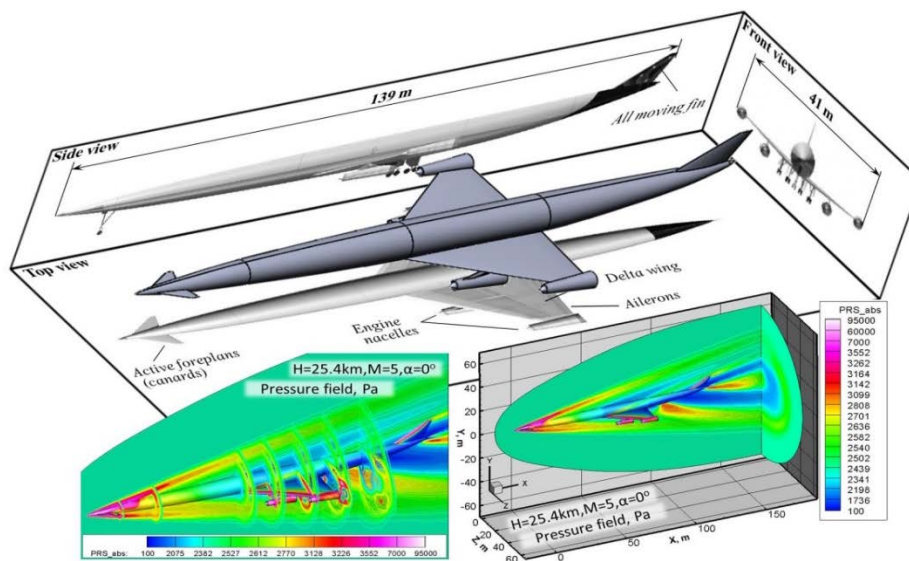
A.L. Zheleznyakova

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

## Abstract

Results of theoretical and computational study of supersonic flow around complex three-dimensional model of high-speed civil transport aircraft are presented. The Reaction Engines' LAPCAT A2 (Long-Term Advanced Propulsion Concepts And Technologies) airliner designed under the project of the same name is chosen as the virtual prototype. The computations are conducted 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). The problem of external flow around the surface of the LAPCAT A2 commercial airplane is solved to demonstrate the capabilities of the developed aerothermodynamic integrated model. The complete set of aerothermodynamic data of complex spatial configuration that are of interest to developers of new civil aircrafts is obtained. The complex flow pattern, the interactions of shock waves formed around the three-dimensional airliner model, the thermal loads on the civil aircraft surface, the local and integral aerodynamic characteristics of the flight vehicle model, the effect of variation of angle of attack on these characteristics at small angles for anticipated cruising flight conditions (at an altitude of  $H = 25.4$  km at a Mach number of  $M = 5$ ) are predicted.

Keywords: civilian supersonic aircraft, gas dynamics, numerical simulation, computational aerodynamics, software systems, unstructured mesh, Computer-Aided Design, virtual prototype, comprehensive 3D models.



The three-view drawings of supersonic airliner, computer aircraft geometry and the structure of flow field around a complex configuration under the cruising conditions

УДК 533.6.01+519.6

# Моделирование аэротермодинамических характеристик виртуального прототипа перспективного сверхзвукового авиалайнера на крейсерском режиме полета

А.Л. Железнякова

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

## Аннотация

В работе представлены результаты расчетно-теоретического исследования сверхзвукового обтекания сложной трехмерной модели высокоскоростного гражданского самолета. В качестве прообраза виртуального прототипа был выбран авиалайнер LARCAT A2, проектируемый в рамках одноименной программы Long-Term Advanced Propulsion Concepts And Technologies. Расчеты выполнялись с использованием программного комплекса для численного моделирования аэротермодинамики и аэрофизики интегральной компоновки высокоскоростного летательного аппарата произвольной конфигурации, разработанного в Институте проблем механики им. А.Ю.Ишлинского РАН (ИПМех РАН). На примере решения задачи внешнего обтекания гражданского самолета LARCAT A2 демонстрируются возможности созданной аэротермодинамической модели летательного аппарата в полной компоновке. Для исследуемой сложной пространственной конфигурации получен полный набор аэротермодинамических данных, представляющих интерес для разработчиков новых образцов гражданской авиационной техники. Для предполагаемых условий крейсерского режима полета со скоростью  $M=5$  на высоте  $H=25.4$  км предсказаны: конфигурация поля течения; структура и характер взаимодействия ударных волн, образующихся при обтекании пространственной модели авиалайнера; тепловые характеристики поверхности; локальные и интегральные аэродинамические характеристики летательного аппарата; характер изменения указанных характеристик от угла атаки (для малых углов).

Ключевые слова: сверхзвуковой авиалайнер, газовая динамика, математическое моделирование, вычислительная аэродинамика, программные комплексы, неструктурированные сетки, гражданский пассажирский самолет, автоматизированное проектирование, виртуальный прототип, трехмерные реалистичные модели.

## 1. Введение

В настоящее время сразу несколько крупных мировых корпораций ведут активные научно-технические разработки в области создания новых сверхзвуковых пассажирских самолетов. Один из таких концептов – сверхзвуковой авиалайнер LARCAT A2 был выбран в качестве объекта настоящего исследования. Этот высокоскоростной гражданский самолет проектируется британской аэрокосмической компанией Reaction Engines Limited (REL) в рамках программы LARCAT (Long-Term Advanced Propulsion Concepts And Technologies) и ее приемника проекта LARCAT II [1–4]. Целями проекта LARCAT II являются выявление и оценка критических технологий, необходимых для создания двигательных установок, которые позволяют преодолевать маршруты любой протяженности менее чем за четыре часа. Кроме этого, к гражданским сверхзвуковым самолетам предъявляются максимально жест-

кие требования по надежности, безопасности, а также экономичности и высокой эффективности двигательных установок, как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях. При проектировании авиалайнеров закладывается повышенный срок службы при частой эксплуатации. Аэродинамические схемы, органы управления и стабилизации коммерческого самолета должны обеспечивать устойчивость, высокие маневренные качества и необходимую траекторию движения в атмосфере, характеризующуюся тепловыми и механическими воздействиями, не приводящими к повреждению аппарата. Таким образом, разработанные технологии должны быть реализованы в конструкции конкурентоспособного, безопасного и экологичного сверхзвукового авиалайнера, способного обслужить маршруты максимальной возможной дальности и долететь в самую отдаленную точку земного шара за несколько часов.

Для достижения поставленной задачи коммерческим самолетам необходимо освоить новый скоростной режим, характеризующийся числами Маха  $M=4-8$ . На таких высоких скоростях необходимо применять принципиально новые двухрежимные двигательные установки. Сверхзвуковой пассажирский самолет LAPCAT A2 будет создаваться на основе инновационной технологии SABRE (Synergetic Air-Breathing Rocket Engine), разрабатываемой компанией REL в течение последних 20 лет. Синергетический воздушно-реактивный ракетный двигатель – силовая установка принципиально новой конструкции, которая может функционировать как в воздушно-реактивном, так и ракетном режиме. Концепция реактивного двигателя SABRE с комбинированным рабочим циклом реализовывалась для летательного аппарата Skylon (рис. 1), проектируемого той же компанией Reaction Engines Ltd в рамках проекта по созданию одноступенчатого суборбитального самолета многоразового использования, которому не требуется ракета-носитель для разгона [1]. Сверхзвуковой пассажирский самолет будет оснащен модификацией данной энергетической установки – двигателем Scimitar, входящим в линейку силовых установок SABRE. Он не предназначен для выхода на орбиту и не обладает многими возможностями ракетного двигателя, однако при проектировании Scimitar закладывается повышенный срок службы и высокая эффективность, как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях. В качестве горючего используется жидкий водород, а в качестве окислителя – кислород атмосферного воздуха. Такие двигательные установки функциональны при любой малой скорости, в отличие от традиционных гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД) стандартной схемы. Последним для достижения  $M=3,4$ , при которой они становятся работоспособными, необходимы дополнительные разгонные ступени. Пассажирский авиалайнер, снабженный двухрежимными двигателями Scimitar (рис. 2) будет способен разогнаться до скоростей  $M=5$  в атмосфере, и долететь в самую отдаленную точку земного шара (находящуюся на расстоянии 20000 км) за 4.5 часа.



Рис. 1. Внешний вид беспилотного космолета многоразового использования Skylon [1]

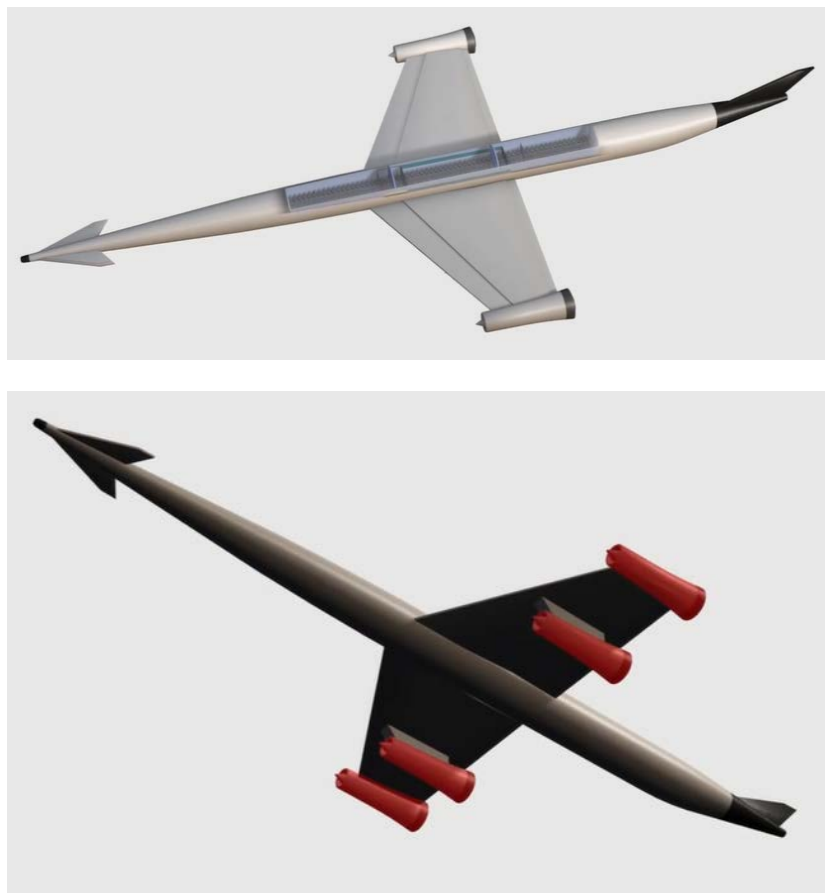


Рис. 2. Внешний вид сверхзвукового летательного аппарата гражданского назначения LAPCAT A2 [1, 2]

Благодаря исключительной дальности полета авиалайнер сможет обслуживать маршруты любой протяженности. Применение технологии SABRE гарантирует эффективность, как на сверхзвуковых, так и на дозвуковых скоростях, и позволяет легко переходить на дозвуковой режим и предотвращать появление звуковых ударов при полете над населенными пунктами.

Кроме инновационных двигательных установок Reaction Engines Ltd предложила оптимальную конфигурацию планера, обеспечивающую высокое аэродинамическое качество на всех режимах движения авиалайнера. Его конфигурация обеспечивает устойчивость и достаточную управляемость по всем трем осям. Размеры сверхзвукового самолета (139 м) позволят вместить до 300 пассажиров, что является достаточным для эффективной коммерческой эксплуатации сверхзвуковых летательных аппаратов гражданского назначения и сохранения конкурентоспособных цен на перевозки. Серийный гражданский сверхзвуковой самолет может быть создан к 2030 году.

В условиях сжатых сроков, разработка новых образцов гражданской авиационной техники проводится с использованием современных технологий автоматизированного проектирования [5–9]. 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 сверхзвукового полета в атмосфере, численного экспресс-анализа для выбора оптимальной траектории, быстрой интерпретации экспериментальных данных.

Целями настоящей работы являются:

- совершенствование средств математического моделирования и численных методик расчета сверхзвуковых течений;
- повышение достоверности моделей аэротермодинамики интегральных компоновок высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА), которые разрабатываются расчетно-теоретической группой ИПМех РАН в течение многих лет [10–23];
- выполнение полного технологического цикла компьютерного моделирования аэротермодинамики выбранной 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 гражданской авиации.

Для решения поставленных задач создан виртуальный прототип сверхзвукового авиалайнера, за прообраз которого выбран самолет LARCAT A2. Разработанный виртуальный прототип представляет собой совокупность информационных моделей различного уровня. Низшие уровни иерархии занимают реалистичная компьютерная модель поверхности, поверхностные и объемные сеточные модели. Следует особо отметить, что автор не претендует на точность воссоздания геометрии авиалайнера. Построенная компьютерная модель не является полным аналогом реального изделия, а повторяет лишь некоторые основные конструктивные особенности последнего. В задачи настоящего исследования не входит восстановление характеристик именно LARCAT. Главная цель данной работы – выполнение полного цикла компьютерного моделирования аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата. Под “реалистичностью” понимается отражение в сложной геометрической модели большинства наиболее значимых конструктивных элементов, которые может содержать в себе реально функционирующий сверхзвуковой гражданский самолет будущего.

На следующей ступени иерархической структуры располагается модель сверхзвукового течения вязкого газа, построенная на основе решения полной системы уравнений сплошной среды (уравнений Навье – Стокса). На основе указанных моделей получен полный набор газодинамических данных для исследуемой компоновки в предполагаемых условиях эксплуатации, проведены оценки внешних аэродинамических и тепловых нагрузок, определены локальные, интегральные и моментные аэродинамические характеристики рассматриваемой конфигурации.

## **2. Вычислительная модель течения вязкого сжимаемого газа**

Сложная картина взаимодействующих ударных волн, образующихся при обтекании модели сверхзвукового авиалайнера LARCAT A2 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 [24–27] и серию компьютерных кодов, реализующих интегрирование полной системы уравнений Эйлера и Навье – Стокса на неструктурированной сетке.

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 [28, 29] 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 характери-

стики 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:

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}^x(\mathbf{w})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}^y(\mathbf{w})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{F}^z(\mathbf{w})}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{G}^x(\mathbf{w})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}^y(\mathbf{w})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}^z(\mathbf{w})}{\partial z}, \quad (1)$$

где  $\mathbf{F}^x = (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, \rho uE + pu)^T$ ;  $\mathbf{F}^y = (\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho vE + pv)^T$ ;  $\mathbf{F}^z = (\rho w, \rho uw, \rho vw, \rho w^2 + p, \rho wE + pw)^T$  – проекции вектора конвективного потока;  $\mathbf{G}^x = (0, \tau_{xx}, \tau_{yx}, \tau_{zx}, u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} - q_x)^T$ ;  $\mathbf{G}^y = (0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{zy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} - q_y)^T$ ;  $\mathbf{G}^z = (0, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zz}, u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z)^T$  – проекции вектора вязкого потока;  $\rho$  – 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 (1). 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).

$$\left\langle \frac{\partial f}{\partial \alpha} \right\rangle_{V_i} = \frac{1}{V_i} \int_{V_i} \frac{\partial f}{\partial \alpha} dV = \frac{1}{V_i} \int_{S_i} f \mathbf{i} \cdot d\mathbf{S} \approx \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^4 S_i^j n_{i,j}^\alpha f_i^j, \quad (2)$$

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

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) [30], 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).

### 3. Постановка задачи обтекания модели сверхзвукового авиалайнера

Для исследуемой конфигурации сверхзвукового пассажирского самолета с использованием современной системы автоматизированного проектирования SolidWorks [9] была построена сложная виртуальная поверхность (рис. 3). Геометрическая модель учитывает специфические особенности конфигурации авиалайнера, и содержит все основные конструктивные элементы соответствующего прообраза. Габаритные размеры прототипа и некоторые массовые характеристики представлены в табл. 1.

Таблица 1

**Некоторые геометрические данные и массовые характеристики пассажирского самолета LARCAT A2**

| Геометрические данные             |                        |
|-----------------------------------|------------------------|
| Длина фюзеляжа, м                 | 139                    |
| Диаметр фюзеляжа, м               | 7.5                    |
| Размах крыла, м                   | 41                     |
| Площадь крыла, м <sup>2</sup>     | 900                    |
| Массовые данные                   |                        |
| Максимальная взлетная масса, т    | 400                    |
| Масса топлива (жидкий водород), т | 198                    |
| Грузоподъемность                  | 300 пассажиров и багаж |

В облике и конструкции авиалайнера LARCAT A2 много общего с орбитальным самолетом Skylon (рис.1). Главное отличие в том, что корпус коммерческого самолета не предназначен для орбитального входа в плотные слои атмосферы, однако его прочность достаточна, чтобы выдерживать регулярные сверхзвуковые полеты на скорости  $M = 5$  несколько часов в течение всего срока эксплуатации.

Воссозданная компьютерная геометрия сверхзвукового гражданского самолета LARCAT A2 (рис. 3), достаточно полно отражает конфигурацию исследуемого объекта. Интегральная компоновка летательного аппарата состоит из вытянутого тонкого фюзеляжа с дельтавидным крылом, на котором размещаются четыре гибридных воздушно-реактивных/ракетных двигателя. Четыре мотогондолы двигателей (для двухкратного дублирования) установлены осесимметрично, на концах крыла и под крылом в центре левой и правой консоли. Разнесение мотогондол снижает риск их одновременного разрушения. Следует особо отметить, что двигательные установки, интегрированные в полную компоновку авиалайнера, являются модельными, так как в расчетах не учитывалась ни реальная криволинейная геометрия тракта силовых установок, ни какие-либо процессы энерговыделения (горения).

Тонкий фюзеляж, дельтавидное крыло, а также переднее горизонтальное оперение планера виртуального прототипа спроектированы таким образом (рис. 3, внизу), чтобы обеспечить высокое аэродинамическое качество и хорошую управляемость, как на сверхзвуковых, так и на дозвуковых скоростях. Кроме этого предполагается, что самолет будет обладать приемлемыми пилотажными характеристиками на режимах взлета и посадки.



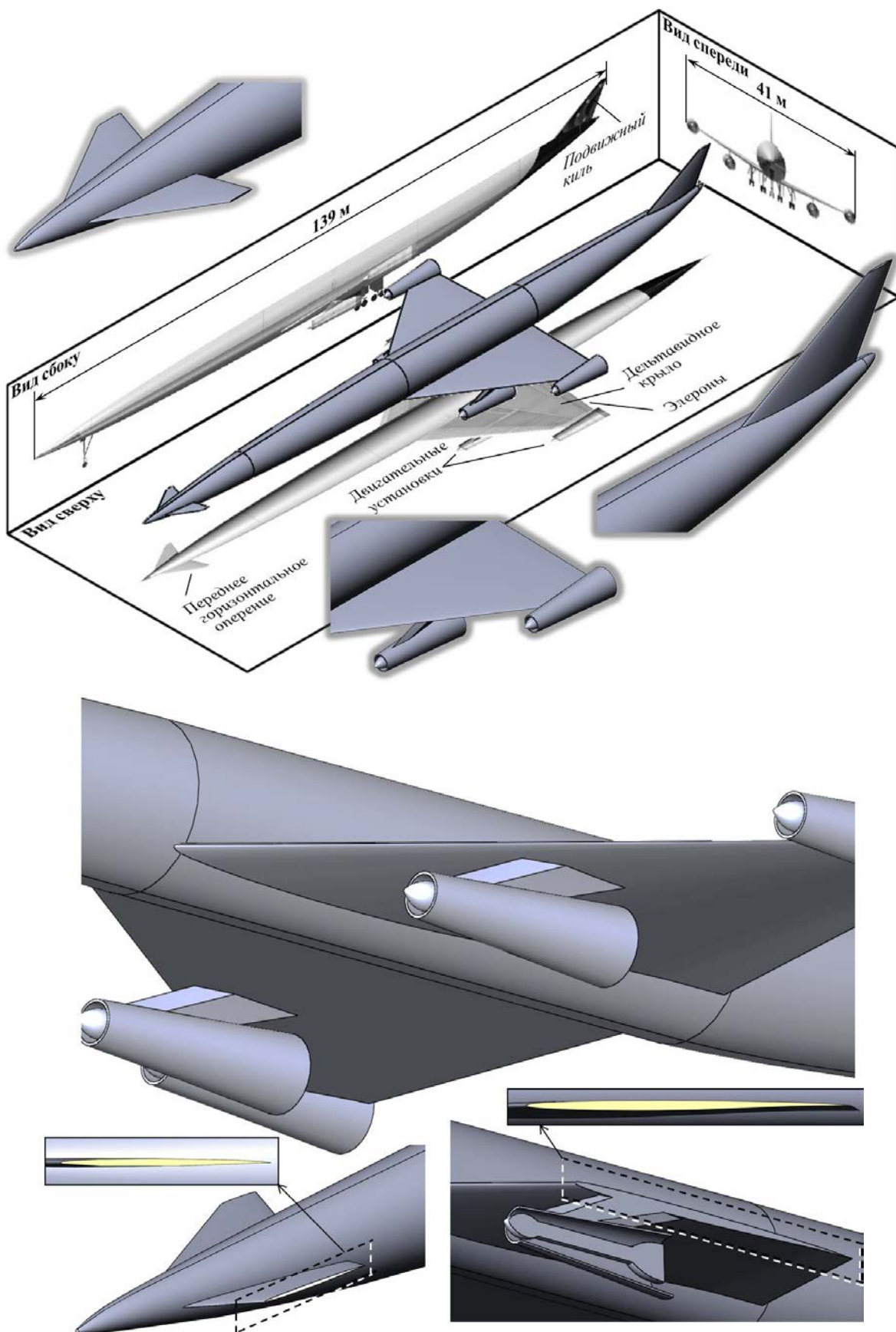


Рис. 3. Созданная виртуальная 3D поверхность сверхзвукового гражданского самолета LARCAT A2



Самолет управляется передним горизонтальным оперением по углу тангажа. Полностью подвижный киль служит для изменения угла рысканья. С помощью отклонения элеронов, размещенных на задних кромках крыла, осуществляется управление по углу крена (при несимметричном отклонении). Угол стреловидности по передней кромке был выбран  $55^\circ$  (таким же, как у британско-французского сверхзвукового пассажирского самолета “Конкорд”), что является минимальным значением для образования стабильного вихря при больших углах атаки. Кабина экипажа и пассажирский салон (две палубы), расположенные над крылом, занимают около 32 м. В отличие от обычных авиалайнеров, крыло LARCAT A2 имеет маленький объем и не может быть использовано для размещения топлива. Следовательно, жидкий водород занимает остальную часть объема фюзеляжа и содержится в двух больших топливных баках (рис. 2).

При расчетах обтекания модели высокоскоростного гражданского самолета LARCAT A2 задавались исходные данные, соответствующие крейсерскому сверхзвуковому режиму полета [1–4] на предполагаемом регулярном маршруте из Брюсселя в Сидней через Северный полюс и Берингов пролив (чтобы не выполнять сверхзвуковой перелет над густонаселенным Евразийским материком). Время перелета указано с учетом реальных условий плотного воздушного движения. Летно-технические характеристики авиалайнера [31], необходимые для выполнения полета по маршруту, представлены в табл. 2, а соответствующие исходные данные для численного моделирования и свойства набегающего потока – в табл. 3.

Таблица 2

**Проект пассажирского маршрута LARCAT A2 из Брюсселя в Сидней**



| Необходимые летные характеристики [31]                           |                    |
|--|--------------------|
| Протяженность маршрута, км                                       | 18700              |
| Время перелета, ч  | 4.6                |
| Дополнительная дальность (до полного израсходования топлива), км | 5000               |
| Максимальная скорость  | $M = 5.0$          |
| Максимальная высота, км  | 25–28              |
| Максимальная взлетная масса, кг                                  | ~350 000 – 400 000 |

Таблица 3

**Исходные данные для расчета и свойства набегающего потока на высоте 25.4 км**

|                                 |                      |
|---------------------------------|----------------------|
| Высота, м                       | 25400                |
| Число Маха                      | 5                    |
| Углы атаки, градусы             | 0–7                  |
| Температура, К                  | 222                  |
| Давление, Па                    | 2400                 |
| Плотность, кг/м <sup>3</sup>    | 0.0376               |
| Скорость звука, м/с             | 299                  |
| Динамическая вязкость, кг/(м·с) | $1.45 \cdot 10^{-5}$ |

**4. Сеточные модели**

Процесс создания расчетных сеток является самым трудоемким, особенно, при решении современных практических задач аэротермодинамики высоких скоростей. Необходимость значительных трудозатрат на генерацию адекватной сеточной модели объясняется сложностью конфигурации расчетной области. Кроме этого, комплексное аэротермодинамическое моделирование сложного объекта, включающее расчет аэродинамического воздействия набегающего потока на летательный аппарат (распределений давления по поверхности, интегральных аэродинамических сил) и тепловых нагрузок на поверхность, требует результатов высокой точности. Последнее обеспечивалось, в первую очередь, хорошим качеством дискретизации сложной поверхности сверхзвукового авиалайнера. Для разрешения разномасштабных элементов конструкции и достижения необходимой точности создавались адаптивные расчетные сетки с локальными сгущениями узлов вблизи мелких конструктивных элементов. Наиболее подробные сеточные модели гражданского самолета LARCAT A2 сдержали порядка  $7 \cdot 10^6$  узлов.

При генерации расчетных сеток применялся неструктурированный подход, так как построение структурированной блочной расчетной сетки около рассматриваемой конфигурации становится чрезвычайно трудоемким, из-за сложности автоматизации процесса разбиения на подобласти и последующего сопряжения сеток.

На основе разработанной виртуальной поверхности сверхзвукового авиалайнера (рис. 3) сгенерирована серия качественных (удовлетворяющих ряду общепринятых критериев качества [32, 33]) тетраэдральных расчетных сеток.

На рис. 4 – 6 представлены фрагменты одной из наиболее подробных расчетных сеток размерностью более 6.6 млн тетраэдральных элементов. Указанное число является минимально необходимым для разрешения разномасштабных элементов конструкции и мелких конструктивных элементов летательного аппарата и достижения удовлетворительной точности результатов вычислений с использованием созданных сеточных моделей.

Разработанная компьютерная поверхность самолета LARCAT A2 (рис. 3) обладает зеркальной симметрией. Это свойство использовалось при создании расчетных сеток, которые, с целью экономии вычислительных ресурсов, генерировались для половины модели авиалайнера.

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

Плотность узлов поверхностных сеток существенно возрастает вблизи мелких конструктивных элементов и в окрестности острых и скругленных кромок. Объемные сетки значительно сгущаются к поверхности сверхзвукового самолета в пространстве расчетной области. При этом сеточные модели обладают достаточной изотропностью – соседние треугольные или тетраэдральные элементы отличаются по размерам не более чем на 20%.

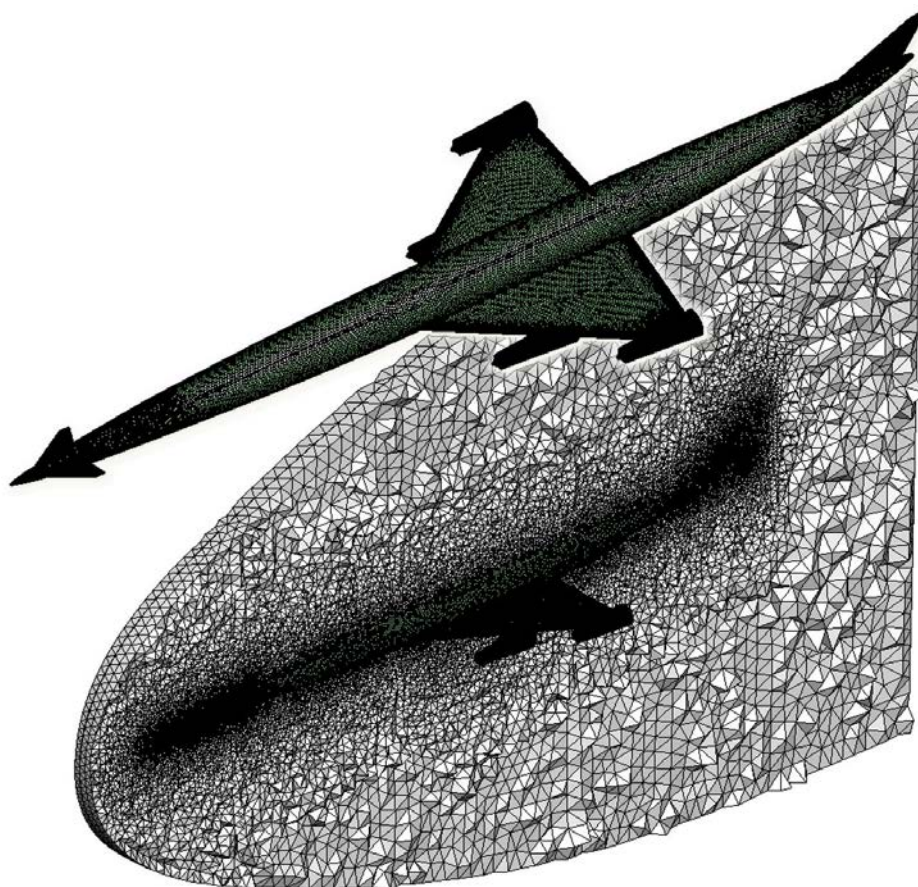


Рис. 4. Треугольная сетка на поверхности сверхзвукового авиалайнера и несколько слоев тетраэдральных элементов в центральном осевом сечении. Фрагменты дают представление о структуре подробной тетраэдральной сетки размерностью 6632763 ячеек вблизи конфигурации LARCAT 2A

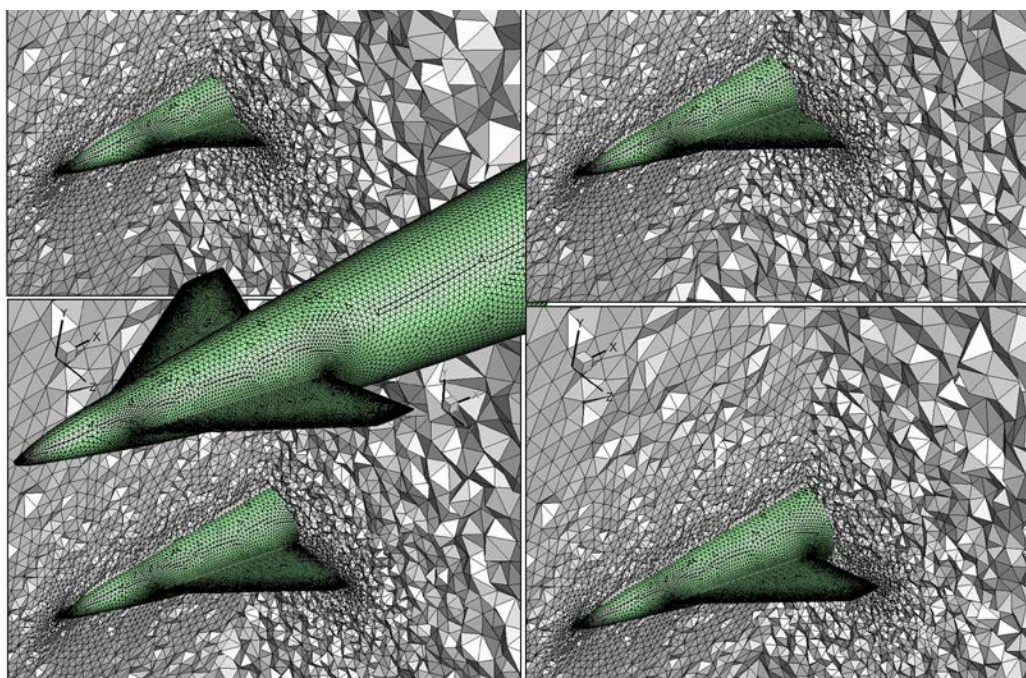


Рис. 5. Различные фрагменты тетраэдральной сетки, построенной для реалистичной конфигурации сверхзвукового авиалайнера LARCAT 2A, размерностью 6632763 расчетных элементов вблизи его носовой части



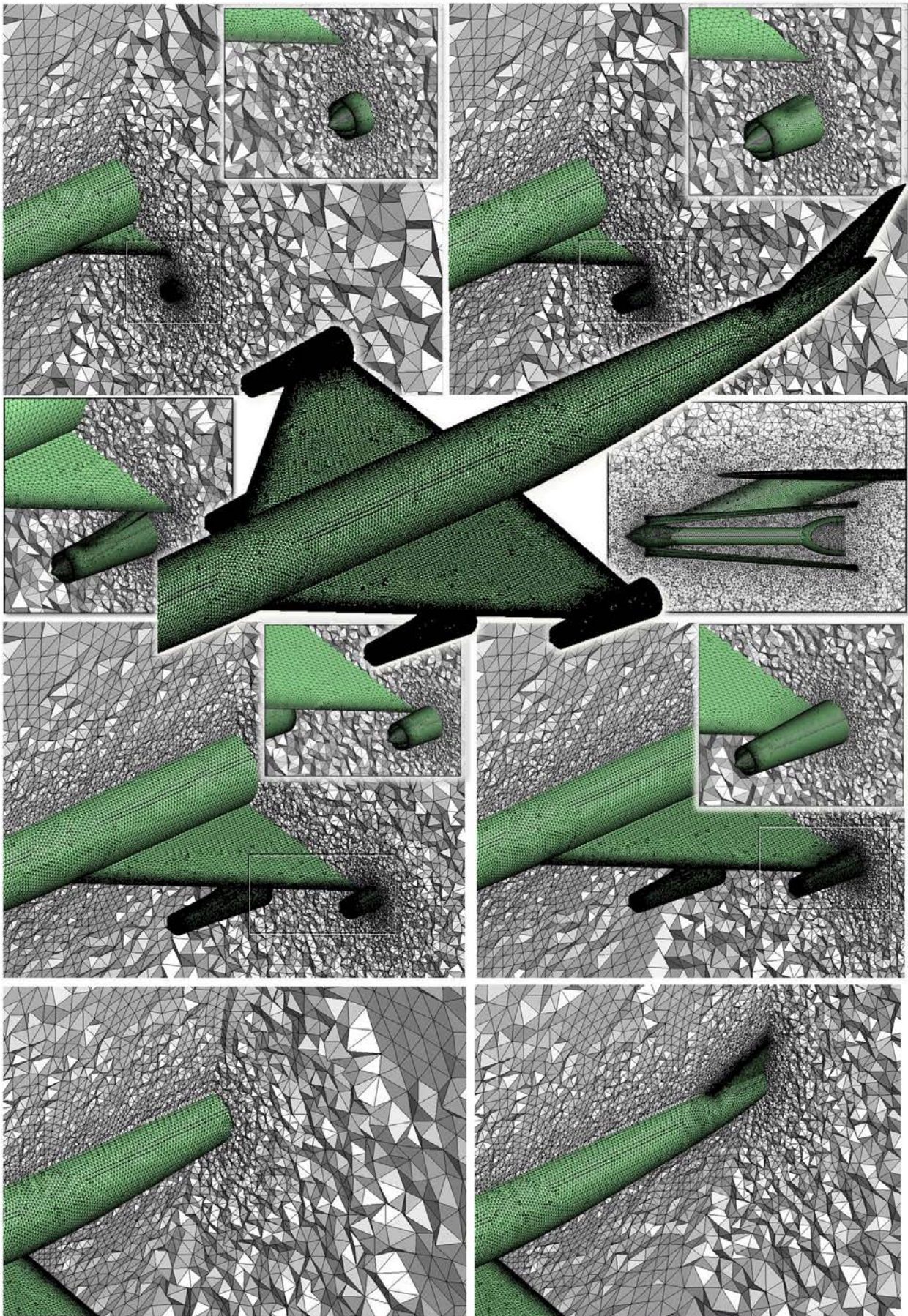


Рис. 6. Фрагменты тетраэдральной сетки, построенной для реалистичной конфигурации сверхзвукового авиалайнера LARCAT 2A, вблизи его центральной и хвостовой частей



В невозмущенной области течения максимальная протяженность ячеек составляла 1 м. Размер тетраэдров вблизи носовой части фюзеляжа, кромок крыла, двигательных установок и управляющих поверхностей равнялся 0.01 м. Разрешающей способности построенных сеток достаточно для определения динамических характеристик поверхности с учетом сжимаемости и аэродинамического нагрева с инженерной точностью.

Качество созданных сеточных моделей оценивалось по ряду общепринятых критериев [32, 33]. 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.

## 5. Результаты численного моделирования

На рис. 7 приведены расчетные данные по распределению чисел Маха вблизи поверхности сверхзвукового авиалайнера LARCAT 2A в полной компоновке при скорости полета  $M=5$  на высоте  $H=25400$  м. Представленная картина течения говорит о сложности ударно-волновых структур, образующихся при обтекании самолета. Корпус планера спроектирован таким образом, что заметное ускорение потока наблюдается над центральной частью фюзеляжа в месте крепления крыла, а также под хвостовой частью, где отмечается повышение скорости до величин, превышающих скорость набегающего потока.

Трехмерные распределения параметров (давления и температуры) показаны на рис. 8, 9. В окружающей возмущенной области (рис. 8) 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 гражданского сверхзвукового самолета даже в рамках неструктурированного подхода.

Рис. 10, 11 дают представление об экстремальных тепловых нагрузках, которым будет подвергаться корпус авиалайнера в течение нескольких часов полета с крейсерской скоростью  $M=5$  на высоте  $H=25400$  м. Из распределения температур видно, что максимальному нагреву подвержены кромки крыла, переднего горизонтально и хвостового оперения, а также кромки мотогондол. При исследуемом режиме температура на самых теплонапряженных участках поверхности достигает значений  $T \sim 1323$  К.

Локальные аэродинамические характеристики поверхности самолета в виде распределений давления показаны на рис. 12. Представленные распределения характеризуются хорошо заметными обширными областями разрежения на нижних поверхностях крыла и хвостовой части, которые увеличивают подъемную силу компоновки сверхзвукового самолета.

Даже с использованием относительно подробных сеток (около 7 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.

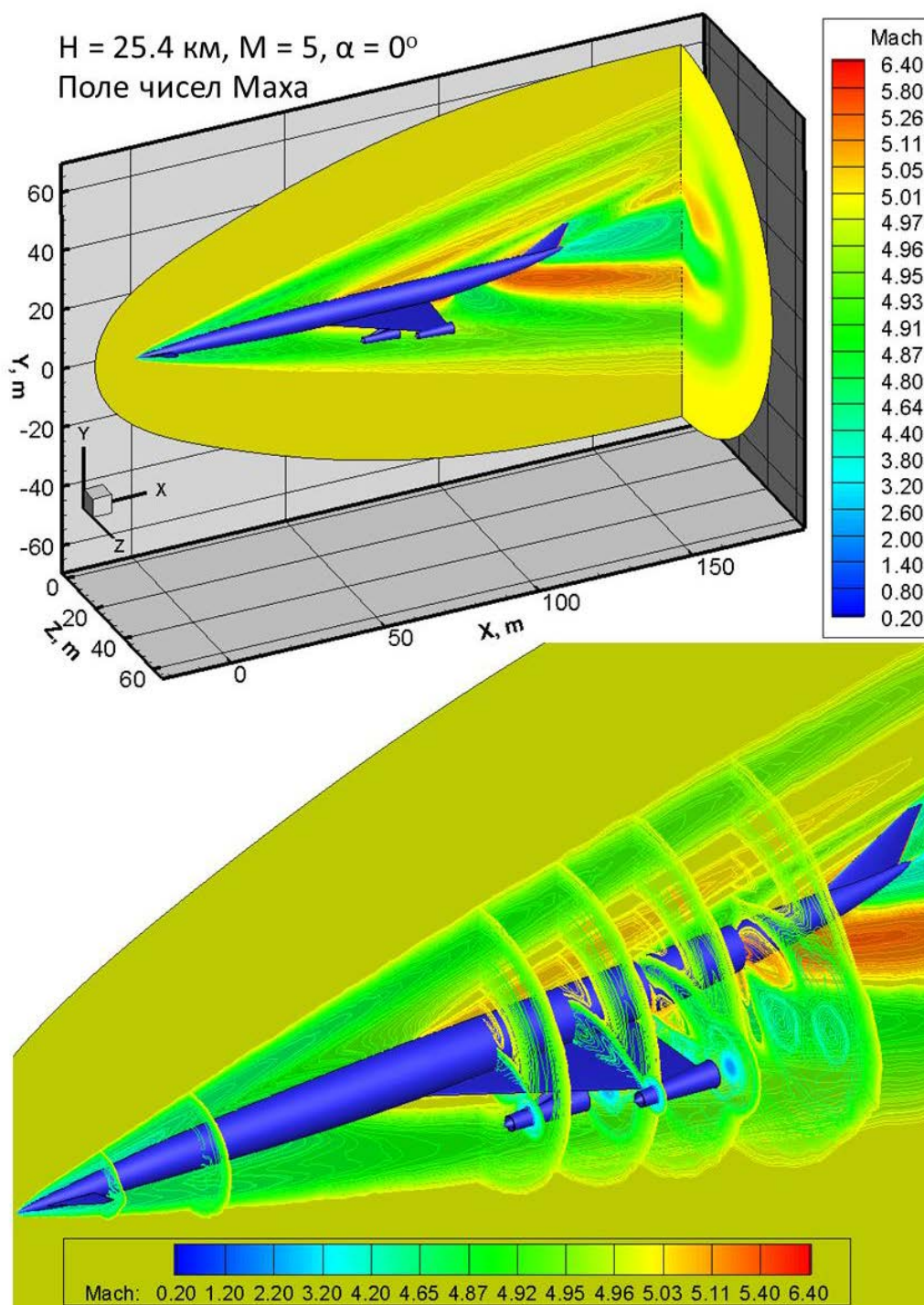


Рис. 7. Трехмерное поле течения около сложной конфигурации самолета LARCAT 2A при  $M = 5, H = 25.4 \text{ км}$  и нулевом угле атаки  $\alpha = 0^\circ$ . Поле чисел Маха

Кроме вычисления локальных характеристик теплообмена и силового воздействия сверхзвукового потока на авиалайнер, для рассматриваемого режима обтекания вычислялись интегральные аэродинамические характеристики виртуальной модели LARCAT 2A (рис. 13): аэродинамические моменты (момент тангажа  $M_z$ ), коэффициенты подъемной силы  $C_L$ , коэффициенты силы лобового сопротивления  $C_D$ , аэродинамическое качество  $K = C_L/C_D$ . Значения аэродинамических сил (рис. 13, вверху) вычислялись в скоростной системе координат, ось  $x$  которой совпадает с направлением скорости полета:



$$C_L = \frac{F_y}{0.5\rho_\infty V_\infty^2 \cdot S_{ref}}; \quad C_D = \frac{F_x}{0.5\rho_\infty V_\infty^2 \cdot S_{ref}}. \quad (3)$$

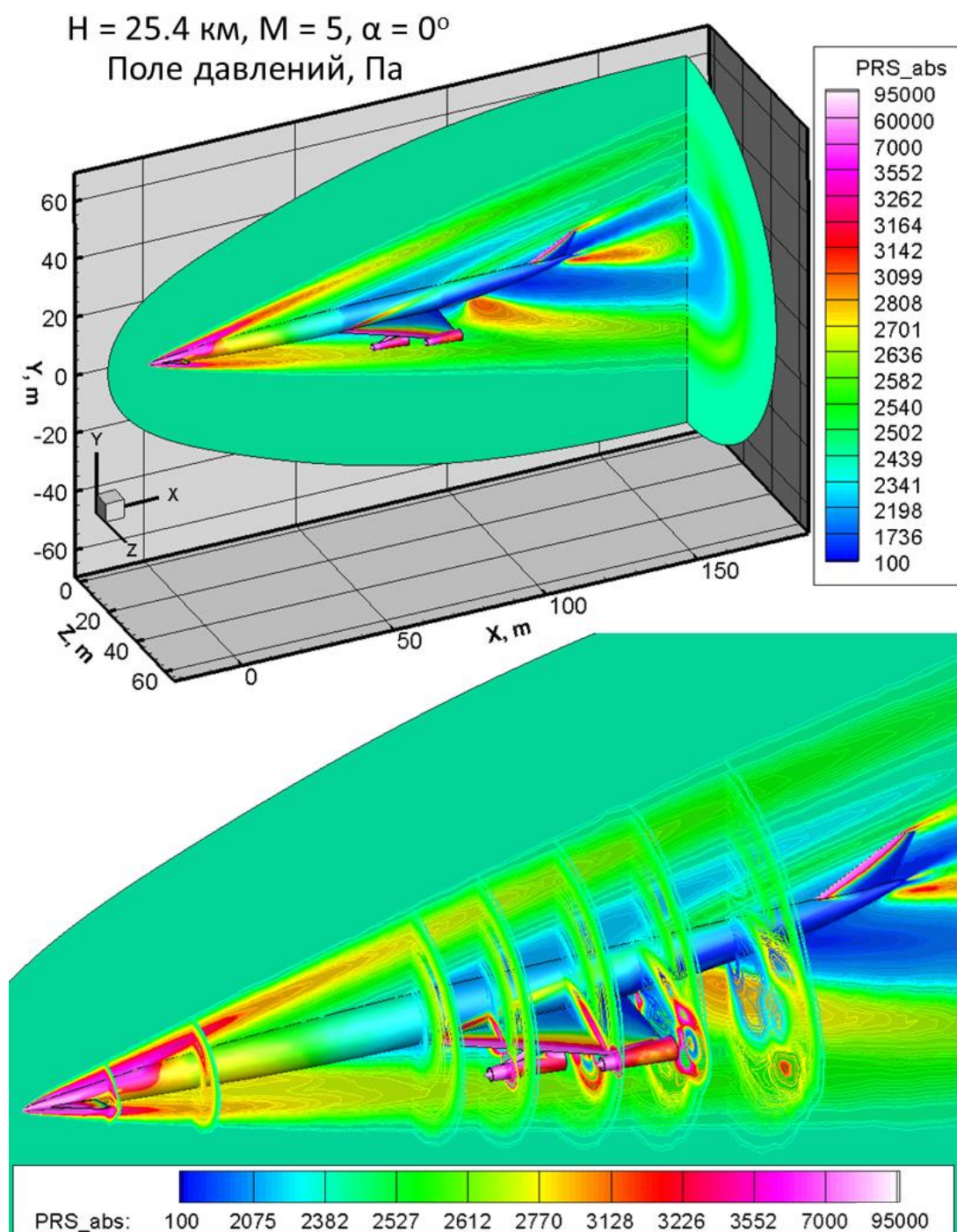


Рис. 8. Трехмерное поле давлений вблизи поверхности сверхзвукового авиалайнера при нулевом угле атаки  $\alpha = 0^\circ$  и условиях набегающего потока, соответствующих высоте  $H = 25.4$  км и скорости  $M = 5$

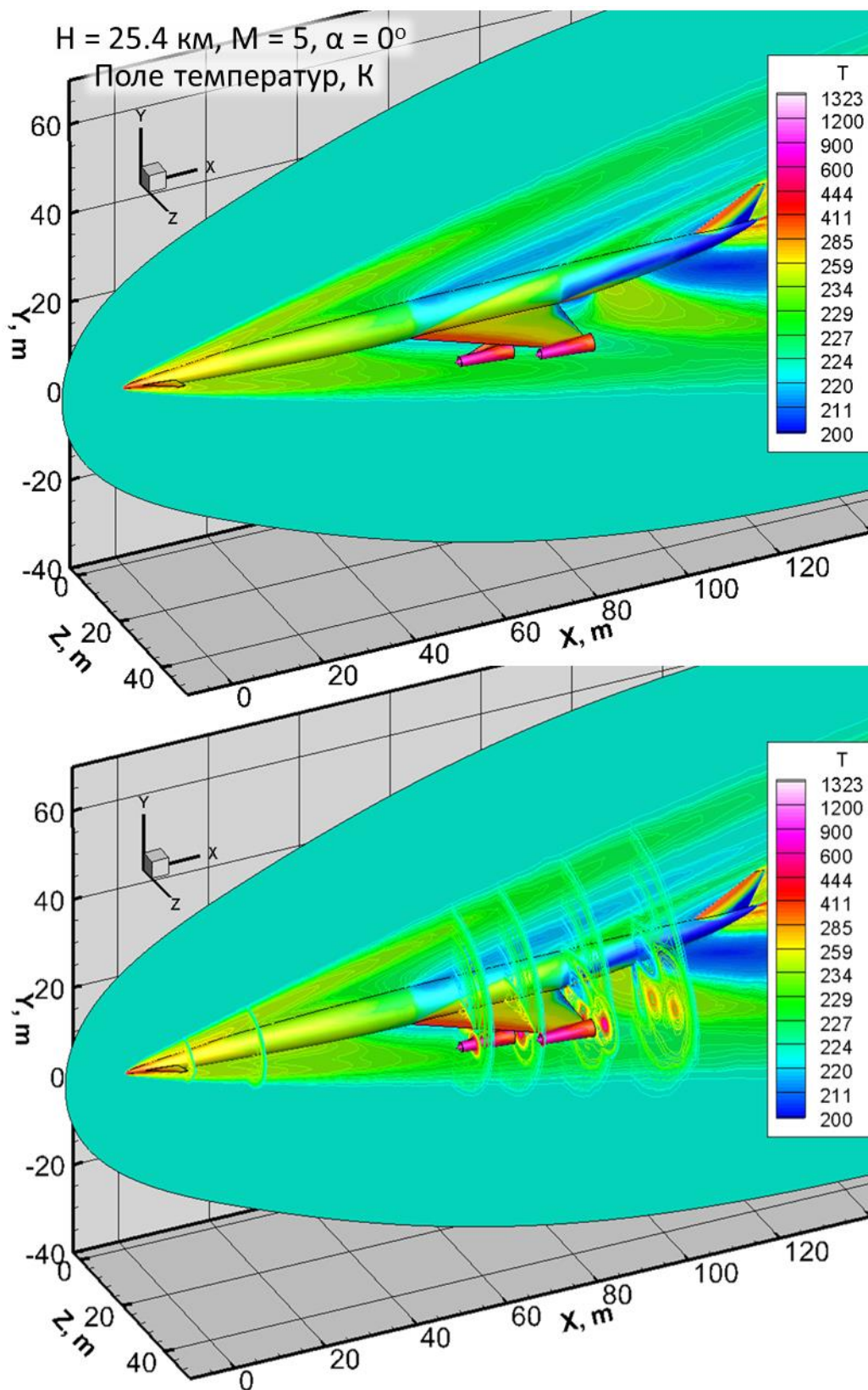


Рис. 9. Пространственное температурное поле (К) вблизи поверхности сверхзвукового авиалайнера при нулевом угле атаки  $\alpha = 0^\circ$  и условиях набегающего потока, соответствующих высоте  $H=25.4$  км и скорости  $M = 5$

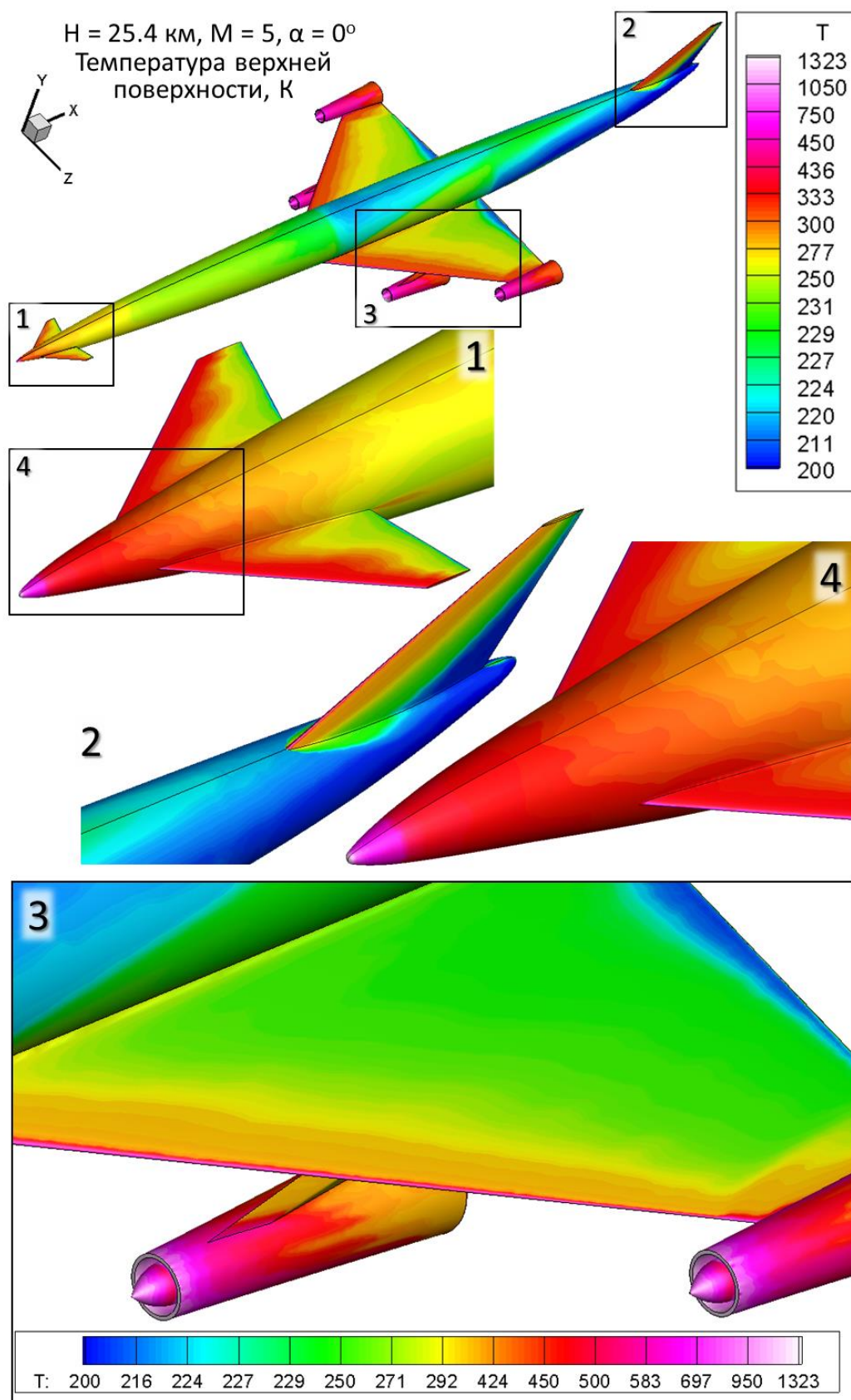


Рис. 10. Тепловые характеристики верхней поверхности сверхзвукового авиалайнера при полете на высоте  $H = 25.4 \text{ км}$  со скоростью  $M = 5$



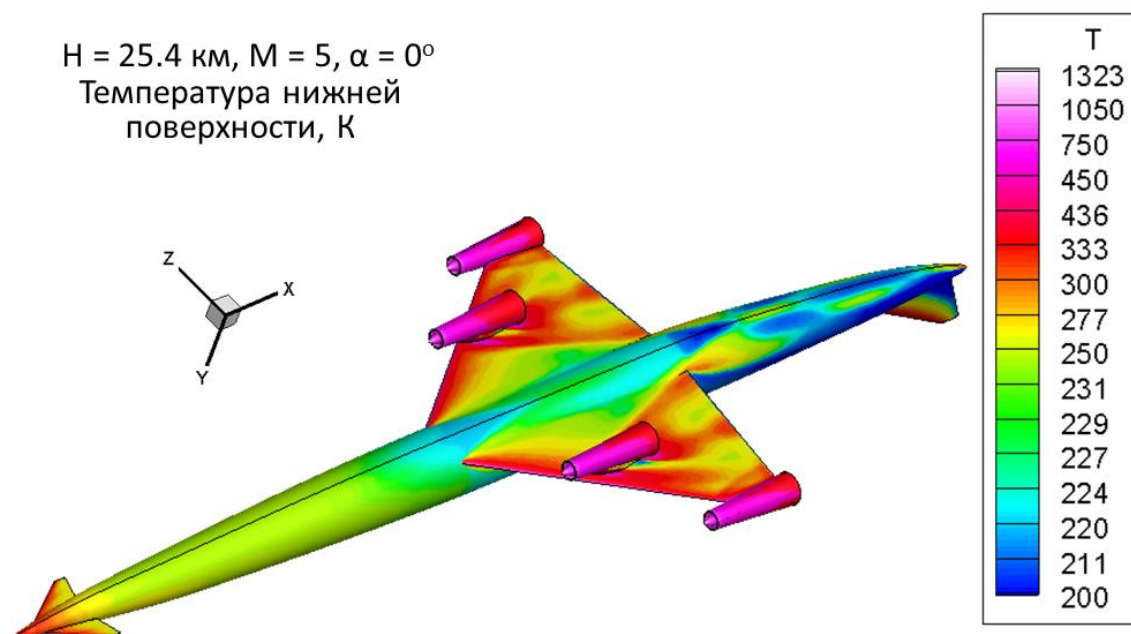


Рис. 11. Тепловые характеристики нижней поверхности сверхзвукового авиалайнера при полете на высоте  $H = 25.4 \text{ км}$  со скоростью  $M = 5$

В соотношении (3) использованы следующие обозначения  $F_x = F^\parallel \cdot \cos \alpha + F^\perp \cdot \sin \alpha$ ,  $F_y = -F^\parallel \cdot \sin \alpha + F^\perp \cdot \cos \alpha$  – сила лобового сопротивления и подъемная сила соответственно,  $\alpha$  – угол атаки (для исследуемого режима устойчивого крейсерского полета рассматривались различные малые углы атаки  $\alpha < 7^\circ$ ),  $S_{\text{ref}}$  – характерное значение площади, равное  $900 \text{ м}^2$  (см. табл. 1),  $F^\parallel, F^\perp$  – аксиальная и нормальная составляющие полной аэродинамической силы, которые рассчитывались по известному распределению давлений  $p$  по поверхности  $S$  обтекаемого тела, аппроксимированной треугольной сеткой.

$$\begin{aligned}
 F^\parallel &= \int_{S_i} \left[ (p - p_\infty) \cdot \cos(\vec{n}_i, \hat{x}^\parallel) \right] dS, \\
 F^\perp &= \int_{S_i} \left[ -(p - p_\infty) \cdot \cos(\vec{n}_i, \hat{y}^\perp) \right] dS.
 \end{aligned} \tag{4}$$

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. 13, внизу). Начало связанной системы координат совмещено с центром тяжести (ц.т.).

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

$$M_z = \int_{S_i} \left\{ \left[ (p - p_\infty) \cdot \cos(\vec{n}_i, \hat{y}^\perp) \right] \cdot X_i - \left[ (p - p_\infty) \cdot \cos(\vec{n}_i, \hat{x}^\parallel) \right] \cdot Y_i \right\} dS, \tag{5}$$

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. 13, внизу).

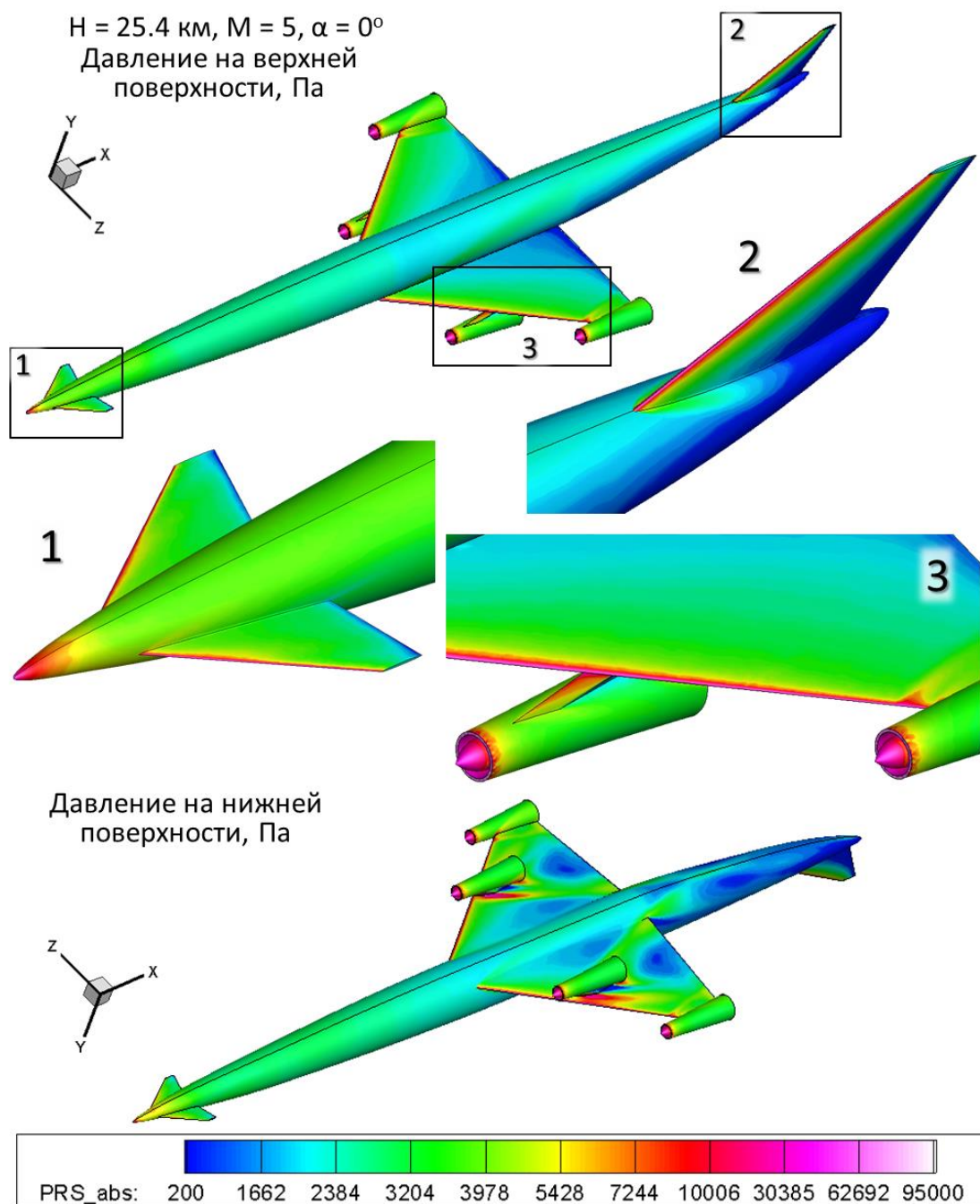


Рис. 12. Динамическое воздействие набегающего потока на поверхность гражданского самолета LARCAT 2A при полете на высоте  $H = 25.4 \text{ км}$  со скоростью  $M = 5$  и нулевым углом атаки  $\alpha = 0^\circ$

Остальные составляющие (момент крена  $M_x$ , вращающий аппарат вокруг продольной оси  $x$ , и момент рысканья  $M_y$ ) не вычислялись вследствие симметрии потока относительно плоскости  $xOy$ . По причине отсутствия соответствующих данных в доступных литературных источниках, центр масс авиалайнера определялся исходя из предположения об однородности виртуальной модели:  $X_{ц.т.} = 72.92 \text{ м}$ ,  $Y_{ц.т.} = 0.23 \text{ м}$ ,  $Z_{ц.т.} = 0 \text{ м}$  ( $X_{ц.т.}$ ,  $Y_{ц.т.}$  – расстояния от передней точки носового обтекателя самолета до центра тяжести, отмеренные вдоль осей  $x^{\parallel}$  и  $y^{\perp}$ ).

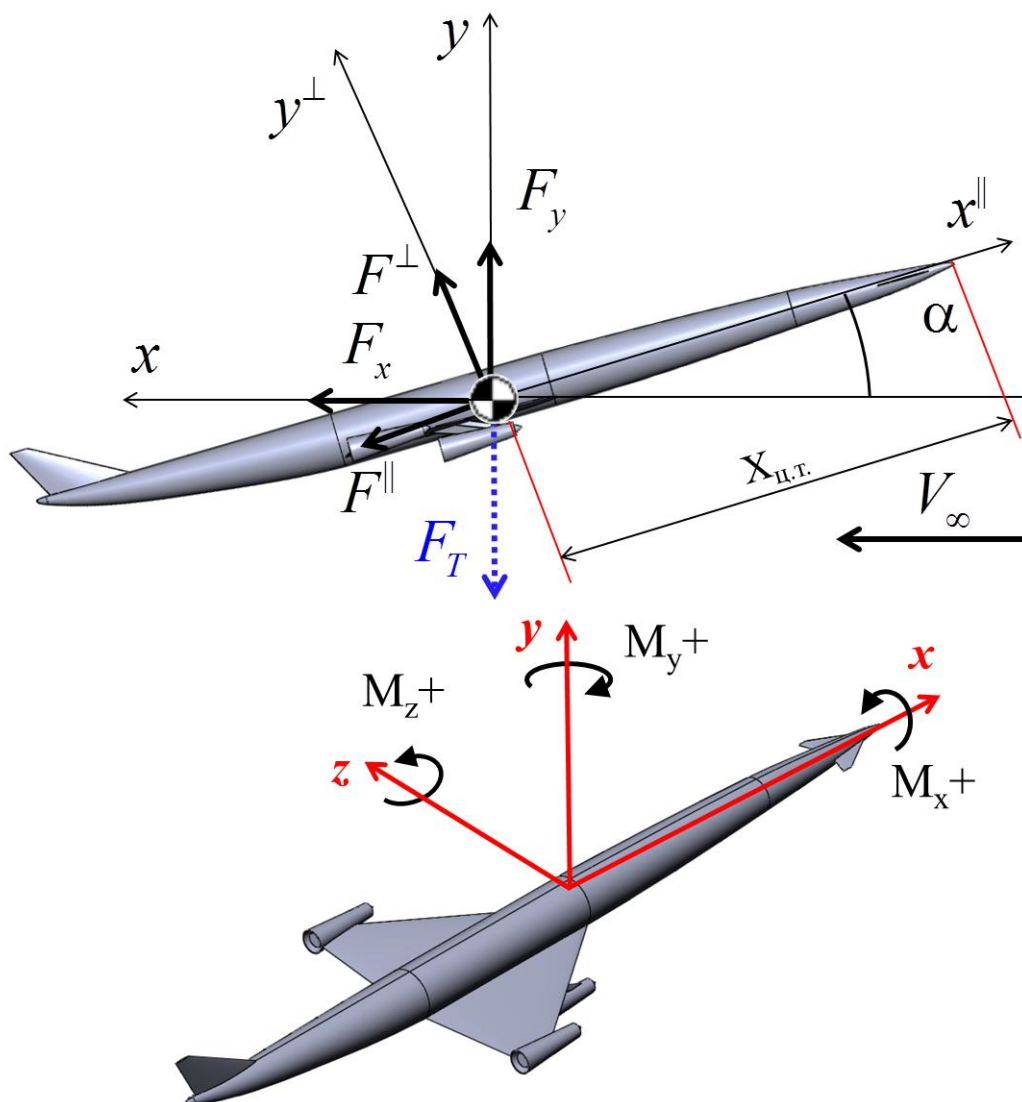


Рис. 13. Определение интегральных аэродинамических характеристик летательного аппарата. Аэродинамические силы (вверху) и моменты (внизу)

Вычисленные значения нормальной  $F^\perp$  и аксиальной  $F^\parallel$  сил, подъемной силы  $F_y$ , силы лобового сопротивления  $F_x$ , величины коэффициентов  $C_L$  и  $C_D$ , аэродинамического качества  $K$  и момента тангажа  $M_z$  виртуальной конфигурации сверхзвукового авиалайнера LARCAT 2A для режима  $M = 5$ ,  $H = 25.4$  км при нескольких малых углах атаки приведены в табл. 4. Для обеспечения устойчивого полета необходимо, чтобы тяга двигателя компенсировала силу аэродинамического сопротивления  $F_x$  компоновки авиалайнера, а подъемная сила  $F_y$  уравновешивала силу тяжести самолета.

Из анализа приведенных моментных характеристик компоновки сверхзвукового авиалайнера можно сделать некоторые предварительные выводы о продольной статической устойчивости исследуемой конфигурации при малых углах атаки. В табл. 4 помещены моменты  $M_z$ , создаваемые аэродинамической силой относительно оси  $z$  связанной системы координат (4). В установившемся полете момент тангажа  $M_z$  уравновешивается моментом, создаваемым тягой двигателя, поэтому летательный аппарат остается в равновесии. Представленные в таблице результаты говорят о том, что исследуемая конфигурация является устойчивой при малых углах атаки. Действительно, с ростом угла атаки в диапазоне



$\alpha = 0^\circ - 7^\circ$  отрицательный момент возрастает, следовательно, при любом установившемся режиме полета с  $\alpha = 0^\circ - 7^\circ$  небольшое приращение угла  $\Delta\alpha$  вызовет возникновение отрицательного момента, стремящегося уменьшить угол атаки.

Из представленных данных можно сделать вывод, что реализованный виртуальный прототип сверхзвукового гражданского самолета, созданный по прообразу LARCAT 2A, обладает высокой аэродинамической эффективностью в рассмотренных условиях крейсерского полета. При режиме движения со скоростью  $M = 5.0$  на высоте  $H = 25.4$  км при малых углах атаки обеспечивается аэродинамическое качество  $K = 3.8$ .

Таблица 4

**Аэродинамические характеристики гражданского самолета (в расчете на полную модель авиалайнера) при полете на крейсерском режиме со скоростью  $M = 5$  на высоте  $H = 25.4$  км при малом угле атаки**

| Угол атаки, градусы                            | 0         | 5           | 7           |
|--|-----------|-------------|-------------|
| Нормальная сила, $F_{\perp}$ , Н               | 166 308   | 3 363 179   | 4 877 652   |
| Аксиальная сила, $F_{\parallel}$ , Н           | 621 412   | 651 536     | 664 532     |
| Подъемная сила, $F_y$ , Н                      | 166 308   | 3 293 603   | 4 760 314   |
| Сила лобового сопротивления, $F_x$ , Н         | 621 412   | 942 177     | 1 254 012   |
| Коэффициент подъемной силы, $C_L$              | 0.0044    | 0.0873      | 0.1263      |
| Коэффициент силы лобового сопротивления, $C_D$ | 0.0165    | 0.0250      | 0.0333      |
| Аэродинамическое качество, $K$                 | 0.278     | 3.496       | 3.796       |
| Момент тангажа, $M_z$ , Н·м                    | - 728 866 | - 8 403 026 | - 9 706 898 |

## 6. Заключение

Продемонстрированы возможности программного комплекса для численного моделирования аэротермодинамики и аэрофизики интегральной компоновки высокоскоростного летательного аппарата произвольной конфигурации, разработанного в ИПМех РАН, на примере внешнего обтекания сверхзвукового авиалайнера LARCAT A2. Для выбранной конфигурации выполнен полный технологический цикл компьютерного моделирования аэротермодинамики – от создания реалистичной поверхности самолета и качественных сеточных моделей, до получения полного набора аэротермодинамических данных, представляющих наибольший интерес для инженеров-разработчиков. Для конфигурации коммерческого сверхзвукового самолета вычислены: тепловые характеристики поверхности; локальные, интегральные и моментные аэродинамические характеристики; изучен характер зависимости указанных характеристик от угла атаки в режиме крейсерского полета.

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. Адаптивные тетраэдральные сетки размерностью около 7 млн элементов удовлетворительно описывают геометрию кромок крыла, двигательных установок, переднего горизонтального и хвостового оперения.

Реализованная модель аэротермодинамики сверхзвукового авиалайнера может быть использована для получения оценочных значений температур и давлений в сжатом слое в рамках принятой модели вязкого сжимаемого совершенного газа. Использование созданного виртуального прототипа, включающего качественные геометрические и сеточные модели, позволяет удовлетворительно разрешить структуру течения, а также области повышенного и пониженного давления на поверхности самолета даже в рамках неструктурированно-

го подхода, что положительно сказывается на точности определения аэродинамических характеристик.

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. Reaction Engines Ltd. <http://www.reactionengines.co.uk/>
2. [https://en.wikipedia.org/wiki/Reaction\\_Engines\\_A2](https://en.wikipedia.org/wiki/Reaction_Engines_A2)
3. Verstraete D., Sharifzadeh S., Hendrick P. Definition and Aero-Elastic Optimisation of the Structure of the LAPCAT A2 Mach 5 Airliner // 28th International Congress of the Aeronautical Sciences. 2012. 9p.
4. Steelant J. Sustained Hypersonic Flight in Europe: Technology Drivers for LAPCAT II // 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 2009. AIAA 2009-7240. 8p.
5. 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/>
6. Rogers D.F. An Introduction to NURBS with Historical Perspective. Morgan Kaufman Publishers, San Fransisco, 2001. 324 p.
7. Piegl L.A., Tiller W. The NURBS Book. Springer, 1997. 646 p.
8. Lee K. Principles of CAD/CAM/CAE Systems. Addison-Wesley, California, 1999. 582 p.
9. SolidWorks. <http://www.solidworks.com/>
10. 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.
11. 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.
12. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. I. – М.: ИПМех РАН, 2013. – 160 с.
13. 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.
14. 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.
15. 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.
16. 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/issues/2010-9/articles/144/>
17. 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.

18. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата Х-43 // Препр. ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН. № 950. 2010. 82 с.
19. Железнякова А.Л., Кузенов В.В., Петрусов 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.
20. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата Х-43 // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. - Сер. "Машиностроение". 2010. №1. С.3–19.
21. 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.
22. Суржиков С.Т. Радиационно-конвективный теплообмен космического аппарата сферической формы в углекислом газе // ТВТ. 2011. Т.49. № 1. С.92–107.
23. 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.
24. Железнякова А. Л., Суржиков 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/>
25. 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>
26. 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.
27. 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/>
28. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. – М.: Наука, 1982. – 391 с.
29. Марчук Г.И. Методы расщепления. – М: Наука, 1988. – 263 с.
30. Liou M. S., Steffen C. A New Flux Splitting Scheme – J. Comput. Phys., 1993. Vol. 107, P. 23–39.
31. Jivraj F., Varvill R., Bond A., Paniagua G. The Scimitar Precooled Mach 5 Engine // Proc. 2nd European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS'2007). 10p.
32. Liseikin V.D. Grid Generation Methods. – Berlin: Springer, 1999.
33. Thompson J.F., Soni B. K., Weatherill N. P. Handbook of Grid Generation. CRC Press, 1998.

Статья поступила в редакцию 29 апреля 2017 г.