

УДК 532.529

doi 10.26089/NumMet.v19r214

МНОГОПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ, ОСНОВАННЫХ НА ВДУВЕ СТРУИ ГАЗА В СВЕРХЗВУКОВУЮ ЧАСТЬ СОПЛА

К. Н. Волков¹, В. Н. Емельянов², М. С. Яковчук³

Рассматриваются процессы, сопровождающие вдув сверхзвуковой струи газа в расширяющуюся часть сопла, применительно к созданию управляющих усилий в ракетных двигателях. Разрабатывается подход к многопараметрической оптимизации геометрической формы сопла и параметров вдува струи в сверхзвуковой поток, основанный на применении численной модели турбулентного течения вязкого сжимаемого газа. В качестве параметров оптимизации используются степень нерасчетности вдуваемой струи, угол наклона сопла вдува к оси основного сопла, удаление сопла вдува от критического сечения основного сопла и форма выходного сечения сопла вдува. Проводится сравнение результатов расчетов, полученных для различных конфигураций системы подвода вдуваемого газа. Делаются выводы о влиянии входных параметров задачи на коэффициент изменения тяги сопла.

Ключевые слова: оптимизация, численное моделирование, двигатель, управление вектором тяги, сопло, струя, вдув.

1. Введение. Для управления движением летательных аппаратов в соответствии с требуемой траекторией необходимо иметь возможность изменения в полете величины и направления вектора скорости, а также ориентации осей летательного аппарата в пространстве. Для создания управляющей силы в ракетных двигателях находит применение вдув газа в сверхзвуковую часть сопла [1]. При этом создаваемое управляющее усилие складывается из двух составляющих: тяги сопла вдува и силы, приложенной к стенкам основного сопла и возникающей вследствие перераспределения давления в области взаимодействия потоков. Величина управляющей силы зависит от расположения отверстия вдува, угла вдува и степени расширения сопла вдува. Помимо параметров сопла и места вдува на форму и интенсивность возмущенной зоны оказывают влияние расход и параметры основного потока, расход и термодинамические свойства инжектируемого вещества, а также возможные химические реакции между основным потоком и инжектируемым веществом.

Задачи, связанные с оптимизацией сопел, рассматриваются во многих работах. В работе [2] развивается комплексный подход (multi-disciplinary design optimization) к оптимизации сопла, камеры сгорания и заряда твердого топлива, основанный на использовании аналитических выражений (минимизируется масса заряда). Многопараметрическая оптимизация, основанная на применении термодинамического подхода к расчету параметров потока, проводится в работе [3]. Для оптимизации формы сопла, обеспечивающего максимальную тягу, в работах [4, 5] используются результаты расчетов течений невязкого и вязкого сжимаемого газа. Течение в сопле и напряженно-деформированное состояние стенок сопла (сопряженное моделирование), связанное с возникновением несимметричных нагрузок, обсуждаются в работе [6].

Данные физического эксперимента [7, 8] показывают, что наиболее эффективным с точки зрения управления вектором тяги является расположение отверстия вдува от среза основного сопла на расстоянии порядка 20–30% длины его сверхзвуковой части. На режимах перерасширения перед срезом сопла происходит отрыв потока от стенок. Определенный интерес представляют случаи, когда отрыв потока происходит за отверстием вдува, вблизи отверстия вдува и перед вдуваемой струей. В некоторых случаях возможно получение отрицательного управляющего усилия (реверс тяги). Влияние угла вдува струи в сверхзвуковой поток на интенсивность и скорость смешения потоков рассматривается в работе [9].

¹ Балтийский государственный технический университет “Военмех” им. Д. Ф. Устинова, факультет ракетно-космической техники, 1-я Красноармейская ул., д. 1, 190005, Санкт-Петербург; вед. науч. сотр., e-mail: dsci@mail.ru

² Балтийский государственный технический университет “Военмех” им. Д. Ф. Устинова, факультет ракетно-космической техники, 1-я Красноармейская ул., д. 1, 190005, Санкт-Петербург; профессор, e-mail: vlademelyanov@gmail.com;

³ Балтийский государственный технический университет “Военмех” им. Д. Ф. Устинова, факультет ракетно-космической техники, 1-я Красноармейская ул., д. 1, 190005, Санкт-Петербург; доцент, e-mail: mihailjakovchuk@gmail.com

В работах [10–13] обсуждается влияние формы выходного сечения инжектора (круглое, квадратное, ромбовидное, треугольное) на вихревую структуру потока в канале, механизм смешения и стабилизацию процесса горения. Форма выходного сечения инжектора оказывает сравнительно слабое влияние на эффективность смешения в широком диапазоне отношений давления, изменяясь от 1.5% при низких перепадах давления во вдуваемом и основном потоке до 5.4% при высоких перепадах давления (вдув струи водорода в воздушный поток). В работе [14] ширина щелевого сопла изменяется от 0.1 до 0.5 мм, что при фиксированном перепаде давления приводит к изменению длины рециркуляционной зоны и глубины проникновения струи в сверхзвуковой поток по зависимости, близкой к линейной. Оптимизация параметров вдува, проведенная в работе [13] (вдув звуковой струи с поверхности плоской пластины в сверхзвуковой поток, имеющий число Маха, равное 3.5), включает выбор отношения давлений в инжектируемой струе и в основном потоке, положения отверстия вдува, угла вдува, размера отверстия вдува и молекулярного веса вдуваемого газа. Исследуется влияние указанных параметров на глубину проникновения струи в сверхзвуковой поток и размер передней отрывной зоны, которые играют важную роль в смешении потоков.

В работе [15] на основе данных численного моделирования проводится сравнение структуры течения и управляющих усилий, возникающих при изменении места и угла вдува струи в основной поток, а также при изменении отношения давления в инжектируемой струе (давление изменяется от 6 до 10 МПа) и в основном потоке. Расчеты проводятся с использованием RNG $k-\varepsilon$ модели турбулентности (Re-Normalization Group model). Вдув струи осуществляется в сверхзвуковую часть сопла через отверстия, расположенные на расстоянии $3.5d_*$, $6d_*$ и $7.5d_*$ от критического сечения основного сопла диаметром d_* .

Взаимодействие косога скачка уплотнения, формирующегося в результате взаимодействия сверхзвукового потока в канале с наклонным выступом, с инжектируемой струей обсуждается в работе [16]. Вдув струи производится через щелевое отверстие на нижней стенке канала, а выступ располагается на верхней стенке перед отверстием вдува. В численных расчетах варьируется положение выступа в канале, размер выступа и угол его наклона по направлению к основному потоку. Геометрическая модель соответствует той, которая используется в работе [8], а расчеты проводятся при низких (используется модель RNG $k-\varepsilon$) и высоких (используется модель SST (Shear-Stress-Transport)) перепадах давления в струе и в основном потоке [14]. Расчеты с использованием SST-модели турбулентности проводятся также в работе [17] при высоких температурах потока. Различные модели турбулентности сравниваются с данными измерений в работе [18]. Вдув стационарной и импульсной струи с поверхности плоской пластины в сверхзвуковой поток исследуется в работах [19, 20], а вдув струи в сверхзвуковую часть сопла — в работе [21].

Проведенные исследования показывают, что наибольшую боковую силу дают устройства со вдувом в сопло горячего газа, а наименьшую — устройства со вдувом холодного газа [22, 23]. Горячие газы получают либо при сжигании высокотемпературного топлива, либо путем отбора продуктов сгорания из канала заряда. При использовании систем вдува горячего газа возникает ряд технических трудностей, связанных с созданием надежных регуляторов расхода высокотемпературных двухфазных продуктов сгорания.

Реализация необходимой величины управляющей силы при минимальном расходе вдуваемого газа (достигается максимальный коэффициент усиления, равный отношению боковой силы к реактивной силе вдуваемого газа) осуществляется при расположении отверстия вдува на расстоянии 0.3–0.4 длины основного сопла от его среза и угле вдува 110° – 130° к оси сопла навстречу потоку. При этом степень расширения сопла составляет $d_a/d_* = 5.0$ – 5.2 . Дополнительное увеличение коэффициента усиления (примерно на 10–12%) достигается за счет изменения конструкции клапана вдува [1]. Увеличение степени расширения сопла приводит к тому, что место расположения отверстия вдува смещается ближе к области критического сечения.

Одним из важных направлений совершенствования камер сгорания и органов управления ракетных двигателей является оптимальное профилирование системы вдува газа. Решение подобной задачи основывается на объединении современных методов вычислительной газовой динамики (Computational Fluid Dynamics, CFD), применяемых для расчета потока в сопле, с эффективными математическими методами решения задач оптимизации. Алгоритмы автоматической оптимизации используются как для получения конкретного решения технической задачи, так и для систематизации знаний о процессах, протекающих в системе. Имеются различные программы и пакеты, предназначенные для автоматизации процесса проектирования и оснащенные мощным математическим аппаратом и широким набором инструментов, позволяющими осуществлять проектирование сложных объектов. Недостаток использования таких программ в цикле оптимизации заключается в сложности их интеграции с программными средствами численного моделирования течений и оптимизационными алгоритмами.

В настоящей статье рассматривается взаимодействие поперечной струи со сверхзвуковым потоком

в сопле и решается задача многопараметрической оптимизации работы струйных органов управления вектором тяги. Обсуждается влияние параметров задачи, таких как степень нерасчетности вдуваемой струи, угол наклона сопла вдува к оси основного сопла, удаление сопла вдува от критического сечения основного сопла и форма выходного сечения сопла вдува, на коэффициент усиления тяги сопла. Разработанный подход позволяет найти наиболее эффективное сочетание параметров изделия. Связи между целевой функцией и независимыми переменными описываются уравнениями Навье–Стокса и уравнениями модели турбулентности, а зависимости, связывающие целевые и независимые переменные, являются нелинейными.

2. Метод оптимизации. Метод, используемый для построения оптимального решения, определяется видом математической модели [24]. В большинстве случаев математическая модель объекта представляется в виде целевой функции $f(\mathbf{x})$, которая максимизируется или минимизируется (критерий оптимизации). При этом задается область допустимых значений $\mathbf{x} \in D$, которая определяется системой линейных или нелинейных ограничений. Сложность задачи зависит от вида критерия и функций, определяющих допустимую область оптимизации.

Функции являются линейными и нелинейными, непрерывными или принимают дискретные значения. Область возможных значений может быть выпуклой или невыпуклой, несвязанной, представлять собой дискретное множество точек. В зависимости от этого задачи разделяются на одноэкстремальные и многоэкстремальные, а для их решения применяются различные методы. Методы оптимизации делятся на локальные (сходятся к какому-нибудь локальному экстремуму целевой функции) и глобальные (имеют дело с многоэкстремальными целевыми функциями). Кроме того, методы делятся на прямые, методы первого и второго порядков. В прямых методах (методы нулевого порядка) при поиске экстремума используется информация только о самой функции (такие функции определены только алгоритмически). Методы первого порядка при поиске решения используют не только информацию о самой функции, но и о ее производных первого порядка (к таким методам относятся различные градиентные алгоритмы). Методы второго порядка используют информацию о самой функции и о ее первых и вторых производных (к ним относятся метод Ньютона и его модификации).

В процессе проектирования сложных систем часто возникает задача многокритериальной оптимизации (multi-objective optimization), связанная в необходимостью обеспечить оптимальность конструкции по нескольким критериям оптимизации. Обычно эти критерии противоречивы, и оптимизация по каждому из них приводит к различным значениям вектора варьируемых параметров.

Решение задачи оптимизации проводится за несколько шагов.

1. Параметризация исследуемой модели на основании представлений о протекающих физических явлениях. Этот шаг позволяет осуществить автоматическое построение многоблочной или неструктурированной сетки в заданной области [25].

2. Решение серии оптимизационных задач для данной модели. Задачи ставятся исходя из возможных режимов работы исследуемой системы.

3. Систематизация наилучших полученных вариантов для формирования уравнений, описывающих оптимальное состояние системы в указанном диапазоне граничных условий.

При этом необходимо учитывать, что решение задач вычислительной газовой динамики существенно зависит от качества задания граничных условий, выбора сетки и параметров модели (например, от модели турбулентности и разрешения сетки в пристеночной области). Экстраполяция полученных выводов за пределы решения задачи требует учета дополнительных физических эффектов. При постановке задачи оптимизации необходимо проверять различные подходы и комбинации управляющих параметров, определять диапазон изменения каждой из величин и другие факторы, влияющие на скорость и качество реализации оптимизационного алгоритма.

Применение современных вычислительных комплексов для решения уравнений Навье–Стокса позволяет проводить численные эксперименты, используя различные конструктивные решения и заменяя тем самым дорогостоящие натурные испытания. Проектирование ракетных двигателей зависит от множества ограничений и требований, которые, как правило, конфликтуют между собой. Задача оптимизации формулируется как максимизация удельной тяги по некоторым проектным параметрам. Решением задачи является определенное сочетание геометрических параметров, обеспечивающее максимальные значения удельной тяги. Для этого проводится последовательное изменение геометрических параметров модели и пересчитывается целевая функция.

Порядок расчета, связанного с оптимизацией инжекционных органов управления, поясняет рис. 1. На первом этапе оптимизатором генерируется массив (вектор) варьируемых параметров (угол и место вдува, форма поперечного сечения сопла вдува и степень нерасчетности), а их значения записываются в файл.

На основе этих данных автоматически производится корректировка геометрии параметрической модели в среде трехмерного твердотельного моделирования Unigraphics NX и ее сохранение. Далее следует запуск сеточного генератора Ansys ICEM CFD. За счет того, что при изменении конфигурации расчетной области ее топология сохраняется, возможна автоматическая генерация вычислительной сетки с помощью подготовленного файла сценария. Процесс импорта сетки и задание типов граничных условий также выполняются автоматически с помощью скриптов. Сетка и граничные условия передаются в расчетный модуль, который производит решение газодинамической задачи при фиксированном наборе параметров. Цикл повторяется при модифицированном векторе входных параметров задачи для нахождения их оптимальных значений.



Рис. 1. Оптимизация параметров системы управления вектором тяги

Поток заданий представляет собой непрерывное автоматическое взаимодействие между оптимизатором, генератором сетки и CFD-кодом. Файл сценария, содержащий параметризованные геометрические переменные и список команд, читается приложением, которое создает расчетную сетку, записываемую в файл. После этого CFD-код применяется для расчета течения на сетке, читаемой из файла. Все настройки математической модели и список необходимых команд находятся в файле сценария. После получения сошедшегося решения выполняются расчеты выходных переменных и запись их в файл выходных данных. Система их считывает и производит оценку данных в соответствии с целевыми функциями оптимизации. Итерации выполняются до тех пор, пока не достигается сошедшееся решение и заданный уровень целевой функции.

Для нахождения локального экстремума функции используется метод сопряженного градиента. Поскольку критерий оптимизации задан в виде неявной функции, то частные производные в заданной точке находятся при помощи приближенных формул. Наряду с определением градиентного вектора основным вопросом является выбор шага движения по градиенту. Выбор величины шага в значительной степени

зависит от вида поверхности (малый шаг требует продолжительных расчетов, а большой шаг приводит к неточному определению положения экстремума).

3. Геометрическая модель. Геометрическая модель двигательной установки включает в себя цилиндрический канал-заряд твердого топлива с щелевыми пропилами и утопленное сопло (рис. 2а). Геометрия канала-заряда призвана обеспечить требуемый закон изменения скорости горения и давления в камере сгорания.

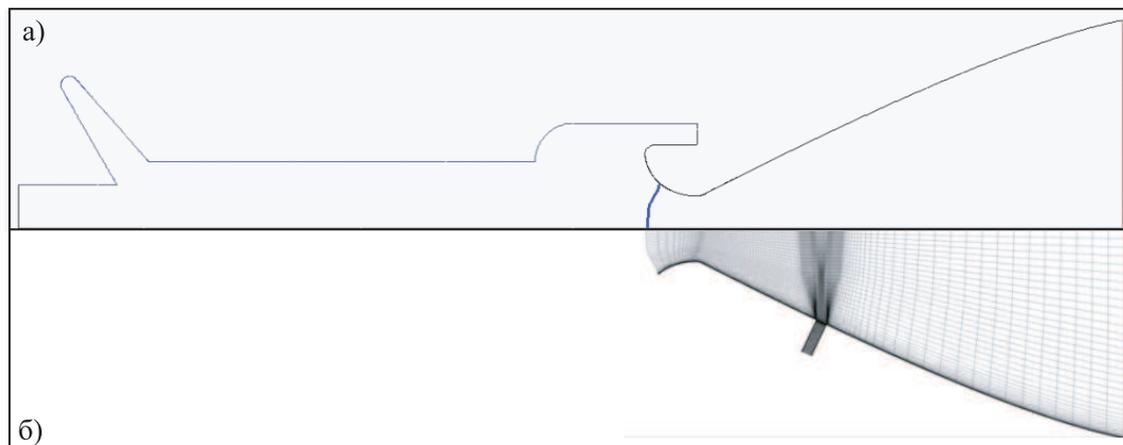


Рис. 2. Геометрические модели, используемые в расчетах

Поскольку наибольший интерес представляет сверхзвуковая область течения, в которой реализуется поперечный вдув струи, то области, соответствующие дозвуковой части сопла и предшествующему участку газодинамического тракта, исключаются из рассмотрения (возмущения не передаются вверх по потоку). Расчеты проводятся в части области, приведенной на рис. 2б. Рассогласование чисел Маха, рассчитанных в рамках полного и упрощенного подходов, не превышает 1%, что подтверждает возможность использования декомпозиции расчетной области [18].

Для корректной постановки граничных условий во входном сечении проводится расчет течения во всей расчетной области, включая канал заряда и сопловой блок (в расчетах $Re = 2.8 \times 10^6$), где Re — число Рейнольдса. При моделировании вдува струи входное сечение расчетной области располагается на достаточном удалении от отверстия вдува.

Во входном сечении расчетной области задается массовый расход ($\dot{m} = 0.32$ кг/с), полная температура ($T_0 = 1200$ К), а также радиальные профили скорости и характеристик турбулентности, полученные из осесимметричного расчета течения продуктов горения в канале заряда.

В выходном сечении сопла задается статическое давление. В случае сверхзвукового течения давление в выходном сечении сопла определяется при помощи экстраполяции решения из внутренних узлов, а в случае дозвукового течения на выходе используется атмосферное давление.

Во входном сечении сопла вдува задаются полное давление p_{0j} (этот параметр варьируется), полная температура $T_{0j} = 298$ К и характеристики турбулентности (степень турбулентности составляет 0.1%, а гидравлический диаметр — 1.6 мм).

Для скорости на поверхности сопла используются граничные условия непротекания и прилипания. Стенки сопла считаются теплоизолированными. Характеристики турбулентности на стенке находятся при помощи метода пристеночных функций.

4. Расчетные сетки. Для построения блочно-структурированной сетки применяется разбиение физического объема на ряд непересекающихся блоков, в каждом из которых разрешение сетки подбирается исходя из газодинамических особенностей течения. Расчеты течения в сопле с поперечным вдувом струи проводятся на сетке, содержащей около 1 миллиона ячеек (размер сетки незначительно изменяется при изменении конфигурации сопла вдува). Производится сгущение узлов сетки около критического сечения сопла и около отверстия вдува. Узлы сетки сгущаются также около стенок сопла для надлежащего разрешения пограничного слоя. Диапазон изменения варьируемых параметров показывает приведенная ниже таблица (под L_s понимается длина сверхзвуковой части сопла).

Расчетные сетки, используемые для численного моделирования вдува струи газа в сопло, показывают рис. 3–8 для различных углов наклона сопла вдува к оси основного сопла и для различных удалений отверстия вдува от критического сечения сопла. При этом l_j представляет собой относительное расстояние от критического сечения основного сопла до выходного сечения сопла вдува, α_j — угол наклона сопла

Диапазон изменения параметров задачи

Параметр	Место вдува, l_j/L_s	Угол вдува, α_j (град.)	Форма сопла, d_2/d_1	Степень расширения, A_*/A_a
Диапазон	0.1–0.9	30–160	0.5–5.5	0.1–1

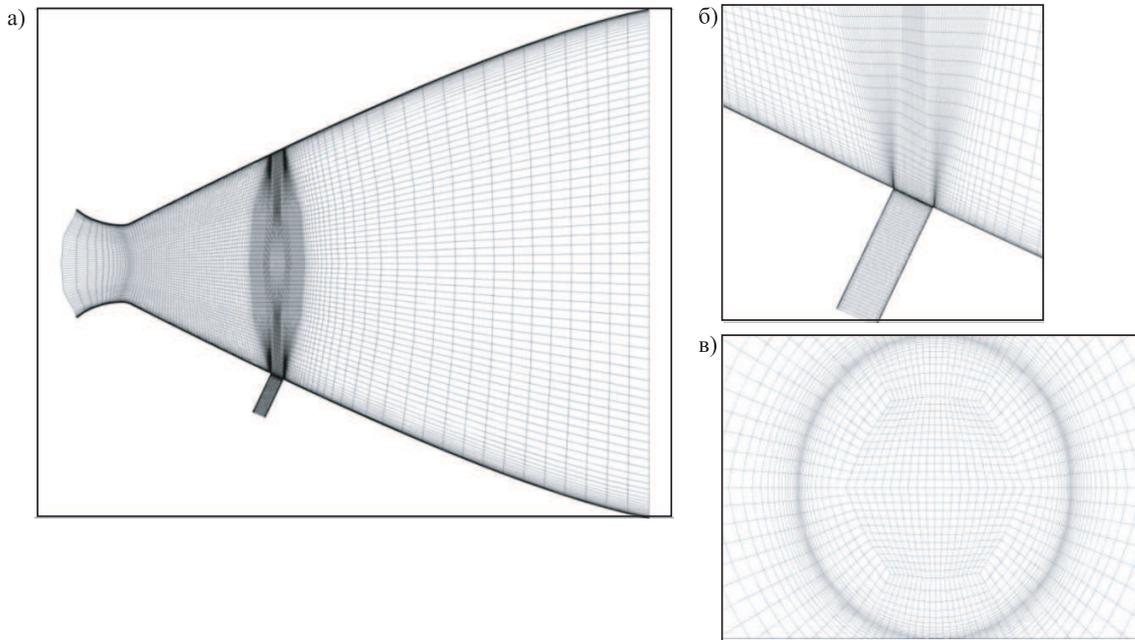


Рис. 3. Расчетная сетка при $l_j = 0.3$, $\alpha_j = 90^\circ$, $d_2/d_1 = 1$, $A_*/A_a = 1$

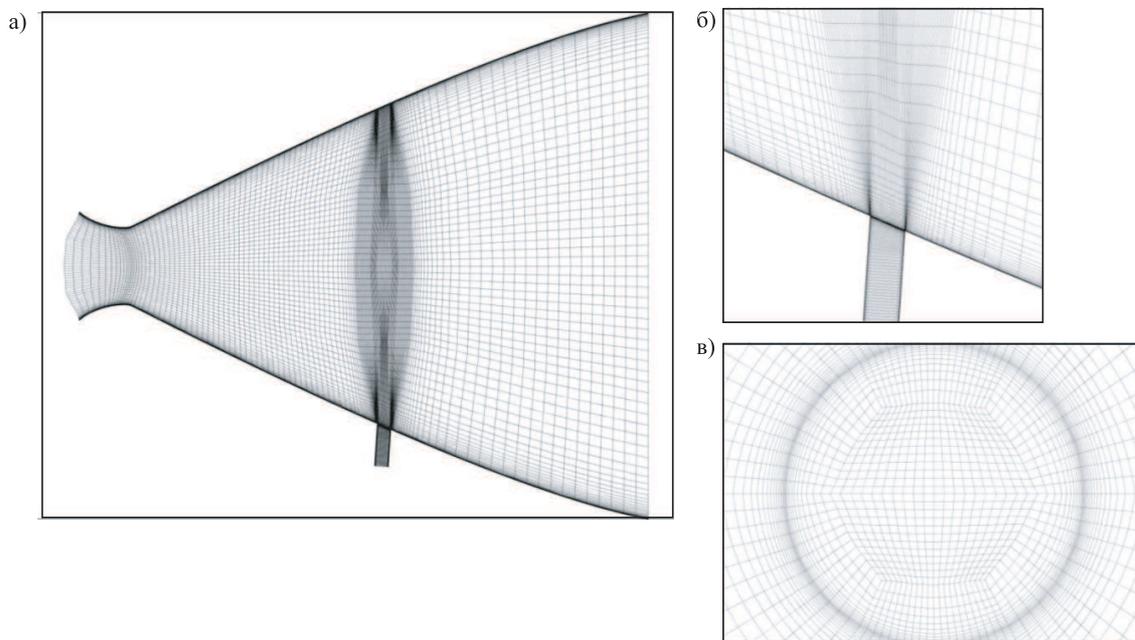


Рис. 4. Расчетная сетка при $l_j = 0.5$, $\alpha_j = 110^\circ$, $d_2/d_1 = 1$, $A_*/A_a = 1$

вдува к оси основного сопла, d_1 и d_2 — длины малой и большой осей эллипса, формирующего выходное сечение сопла вдува, A_* и A_a — площади критического и выходного сечений сопла вдува. Фрагменты а) показывают сетки во всей расчетной области, а фрагменты б) и в) — сетку, соответствующую соплу вдува и месту его сопряжения с основным соплом, и сетку в выходном сечении сопла вдува. Сетки строятся на основе параметризованной геометрической модели автоматически. Критериями качества построенных сеток являются степень скошенности ячейки и отношение ее сторон (отличие ячейки сетки от квадрата или куба), а также величина безразмерной пристеночной координаты ($y^+ < 2$ для SST-модели

турбулентности).

Расчетные сетки, приведенные на рис. 3 и рис. 4, различаются местом вдува струи и углом наклона вторичного сопла к оси основного сопла. Сопло вдува представляет собой трубу с круглым поперечным сечением в плане, установленную под определенным углом к оси сопла.

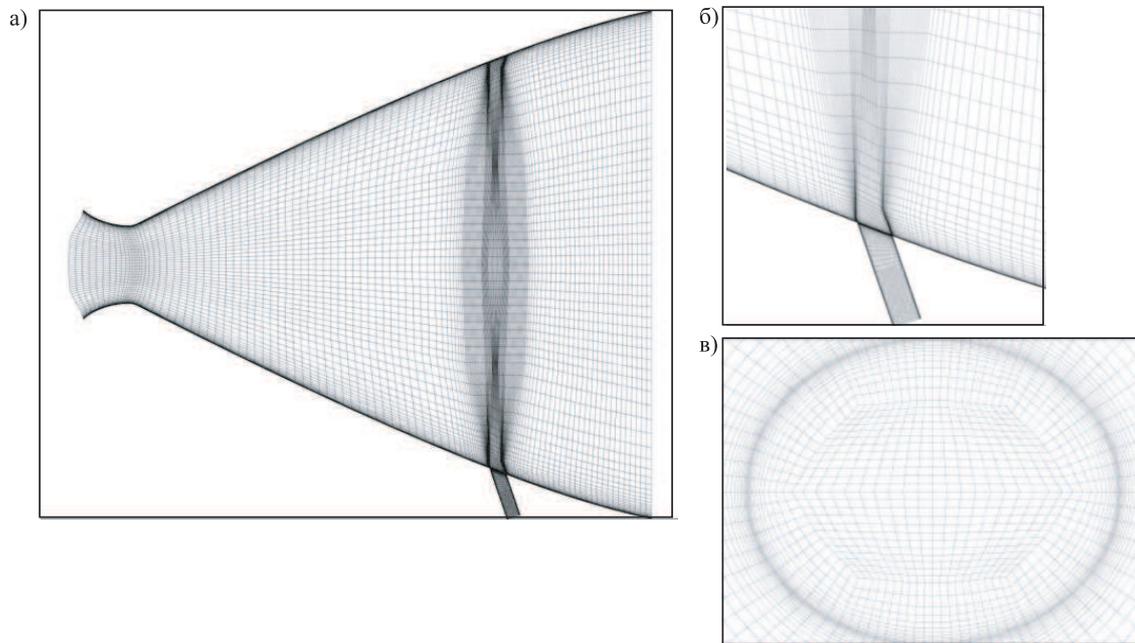


Рис. 5. Расчетная сетка при $l_j = 0.7$, $\alpha_j = 130^\circ$, $d_2/d_1 = 1$, $A_*/A_a = 1$

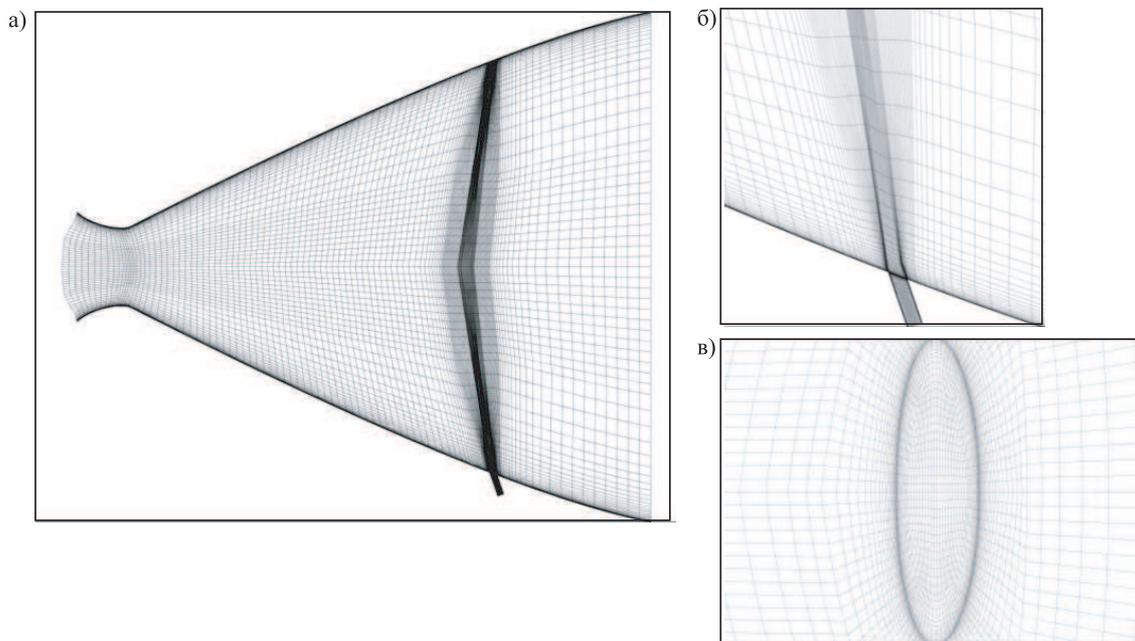


Рис. 6. Расчетная сетка при $l_j = 0.7$, $\alpha_j = 130^\circ$, $d_2/d_1 = 4.5$, $A_*/A_a = 1$

Расчетные сетки, приведенные на рис. 5 и рис. 6, различаются формой отверстия вдува. Вдув струи производится через трубу с круглой или эллиптической формой поперечного сечения в плане, установленной под некоторым углом к оси сопла.

Расчетные сетки, показанные на рис. 7 и рис. 8, соответствуют соплам с различной степенью расширения. Для вдува используется труба с эллиптической формой поперечного сечения в плане или сопло Лавала с эллиптическим выходным сечением.

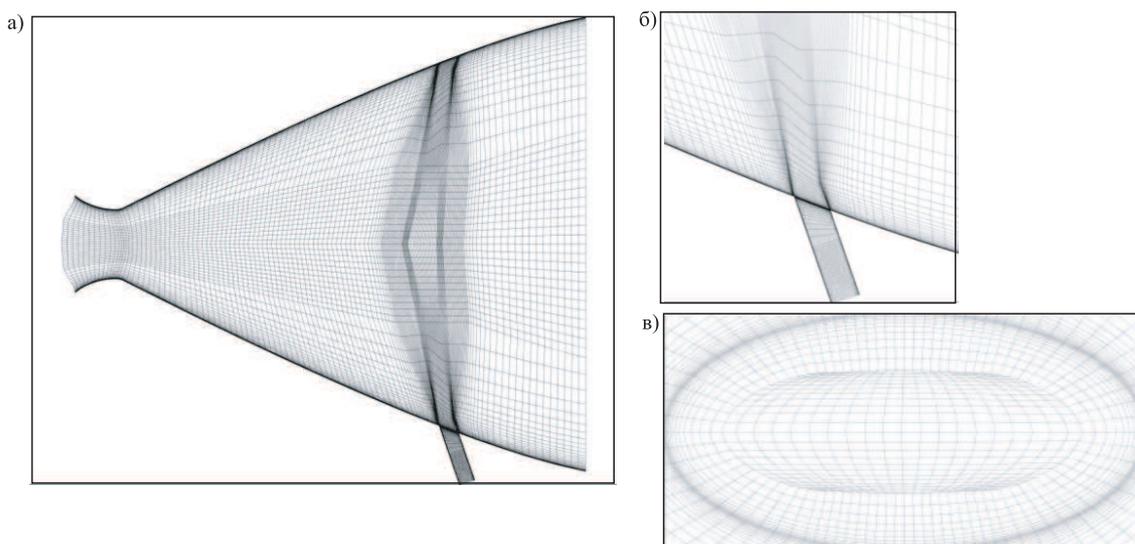


Рис. 7. Расчетная сетка при $l_j = 0.7$, $\alpha_j = 130^\circ$, $d_2/d_1 = 0.6$, $A_*/A_a = 1$

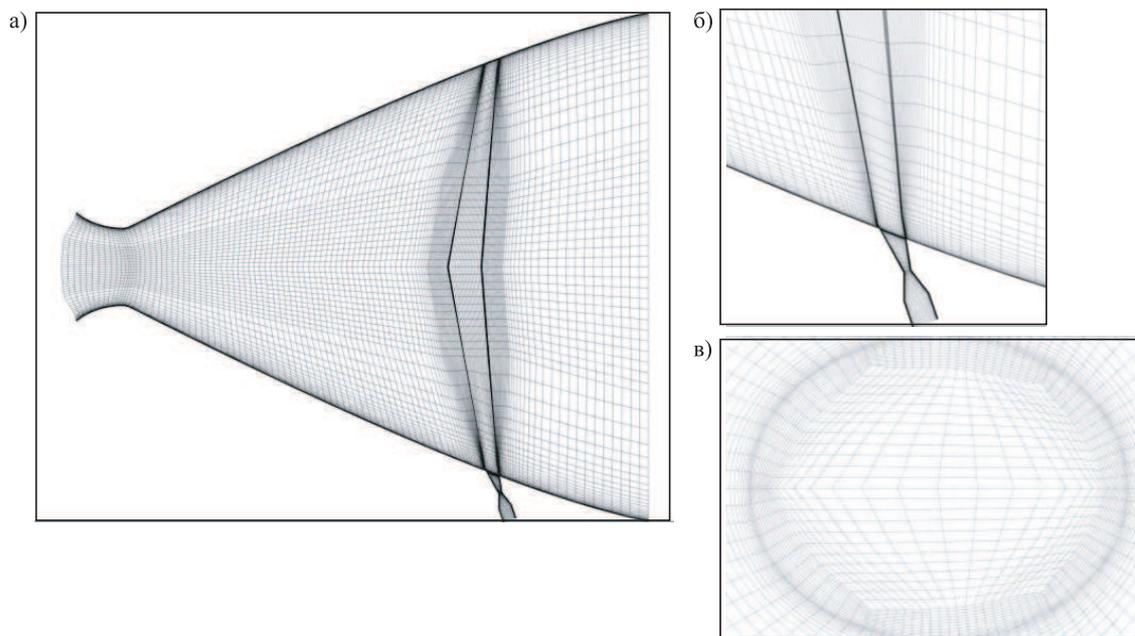


Рис. 8. Расчетная сетка при $l_j = 0.7$, $\alpha_j = 130^\circ$, $d_2/d_1 = 0.6$, $A_*/A_a = 0.1$

5. Вычислительная процедура. Расчеты проводятся на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, замкнутых при помощи SST-модели турбулентности [21]. В качестве рабочей среды используется воздух. Теплофизические свойства — справочные с учетом их зависимости от температуры.

Дискретизация основных уравнений осуществляется при помощи метода конечных объемов и метода поправки давления SIMPLE. Для дискретизации конвективных и диффузионных потоков используются противопоточные (upwind scheme) и центрированные (central scheme) разностные схемы 2-го порядка точности с расщеплением вектора потока по методу Рое, а для дискретизации по времени — неявная схема 2-го порядка точности. Система разностных уравнений решается методом LU–SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss–Seidel). Число Куранта варьируется в интервале от 2 до 7.

Для контроля сходимости итерационного процесса проверяется уровень невязки искомых функций и выполнение интегрального уравнения неразрывности. Расчеты прекращаются, когда уровень невязки всех искомых функций уменьшается на три порядка, а рассогласование массовых расходов на входных и выходных границах расчетной области становится меньше, чем 10^{-3} кг/с.

6. Результаты расчетов. Расчеты течения в канале заряда, имеющего круглую форму поперечного сечения в плане и содержащего щелевые пропилы, проводятся при числе Рейнольдса $Re = 2.8 \times 10^6$.

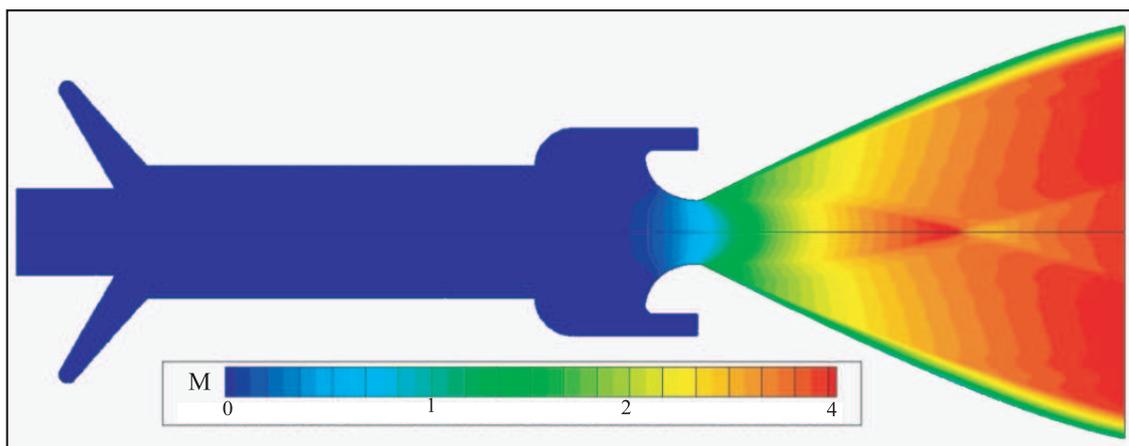


Рис. 9. Линии уровня числа Маха в канале заряда и в сопле

Результаты расчетов, обработанные в виде линий уровня числа Маха, показывает рис. 9. Течение в канале заряда является существенно дозвуковым ($M < 0.3$). В выходном сечении сопла число Маха достигает 3.8. Давление в канале заряда изменяется незначительно, являясь практически однородным по длине канала (до входа в сопловой блок). При течении по соплу температура уменьшается от 3600 К в канале заряда и в предсопловом объеме до 1772 К в выходном сечении сопла. Генерация турбулентности начинается в сечении $x/L \sim 0.6$, где L — длина канала.

При наличии вдува струи в сопло расчеты проводятся для различных углов наклона сопла вдува к оси сопла, различных удалений сопла вдува по отношению к критическому сечению сопла и для различных форм выходного сечения сопла вдува.

Вследствие торможения набегающего потока давление перед струей повышается и образуется головной скачок уплотнения. От головного скачка уплотнения вверх по потоку отходит косой скачок уплотнения. За косым скачком уплотнения кроме отрывной области существует участок сверхзвуковой зоны. Последующее торможение потока сопровождается появлением замыкающего скачка уплотнения, практически параллельного оси струи. Отошедший головной скачок, косой и замыкающий скачки уплотнения, пересекаясь в одной точке, образуют сложную λ -образную систему скачков уплотнения. Давление вдоль передней границы струи является максимальным в области, лежащей за нижней частью замыкающего скачка уплотнения [26]. В зоне, примыкающей к стенке, перед струей имеются два вихря, образующиеся в результате первичного и вторичного отрывов потока от стенки. Направления движения в них являются противоположными, поскольку часть потока непосредственно вблизи стенки, проходя участки скачков уплотнения, поворачивает вниз к стенке и проникает в зону отрывного течения, а затем растекается в противоположных направлениях. При этом вихрь, расположенный ближе к струе, движется против часовой стрелки, а вихрь, отстоящий на большем расстоянии от струи, движется по часовой стрелке.

Линии уровня числа Маха показывает рис. 10 для различных углов наклона сопла вдува к оси основного сопла (вдув осуществляется навстречу основному потоку). Увеличение угла вдува при прочих одинаковых параметрах приводит к увеличению размера передней отрывной зоны, а также к уменьшению глубины проникновения струи в сверхзвуковой поток.

Линии уровня давления для различных степеней нерасчетности показывает рис. 11. Вследствие вдува имеет место резкое увеличение давления в отрывной области, расположенной перед отверстием вдува, и понижение давления в отрывной области, расположенной позади отверстия вдува. В зависимости от степени нерасчетности распределение давления в передней отрывной области имеет один или два максимума.

Распределения давления по стенке сопла приводятся на рис. 12 для различных степеней нерасчетности. Сплошная линия соответствует распределению давления при наличии вдува, а пунктирная линия — распределению давления при отсутствии вдува. Сравнение решений, полученных на основе модели невязкого и вязкого газа, показывает, что учет вязких эффектов является важным при наличии отрыва пограничного слоя на режимах перерасширения. Боковое управляющее усилие образуется в результате повышения давления на поверхности сопла в зоне отрыва между началом и концом основания λ -образного скачка и за ним, а также вследствие понижения давления за отверстием вдува.

Эффективность вдува оценивается по отношению к тяге условного двигателя, имеющего тот же расход, что и расход вторичного газа, и ту же удельную тягу, что и основное сопло. Отношение боковой силы,

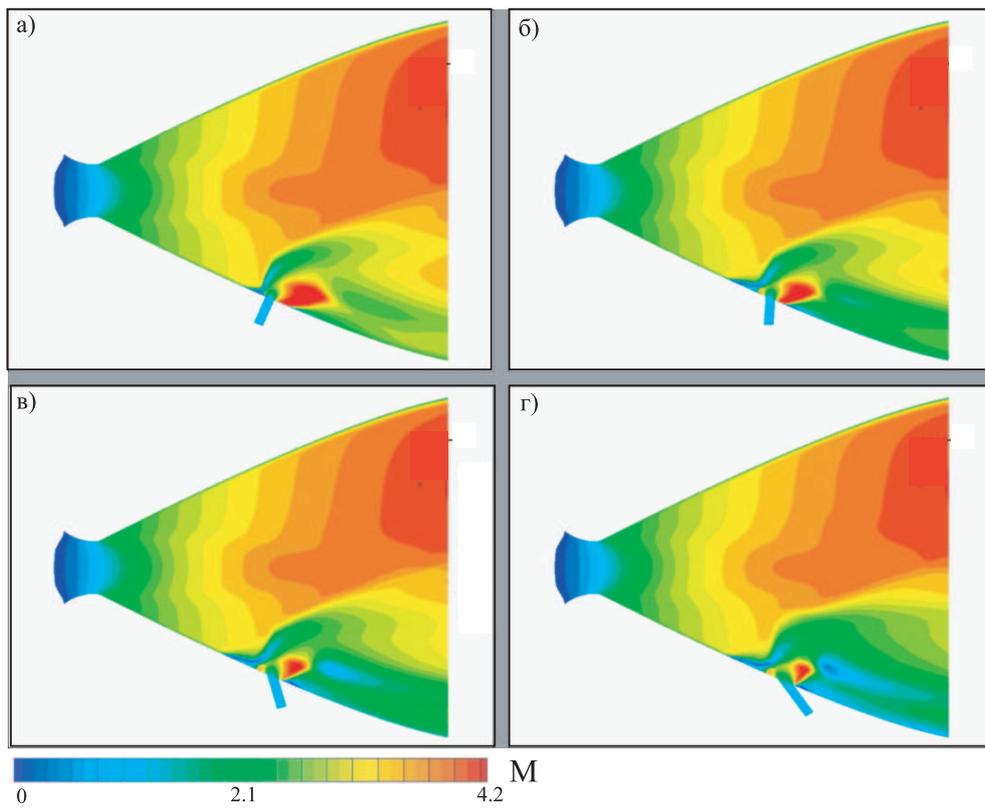


Рис. 10. Линии уровня числа Маха при $\alpha_j = 90^\circ$ (а), 100° (б), 130° (в) и 150° (г)

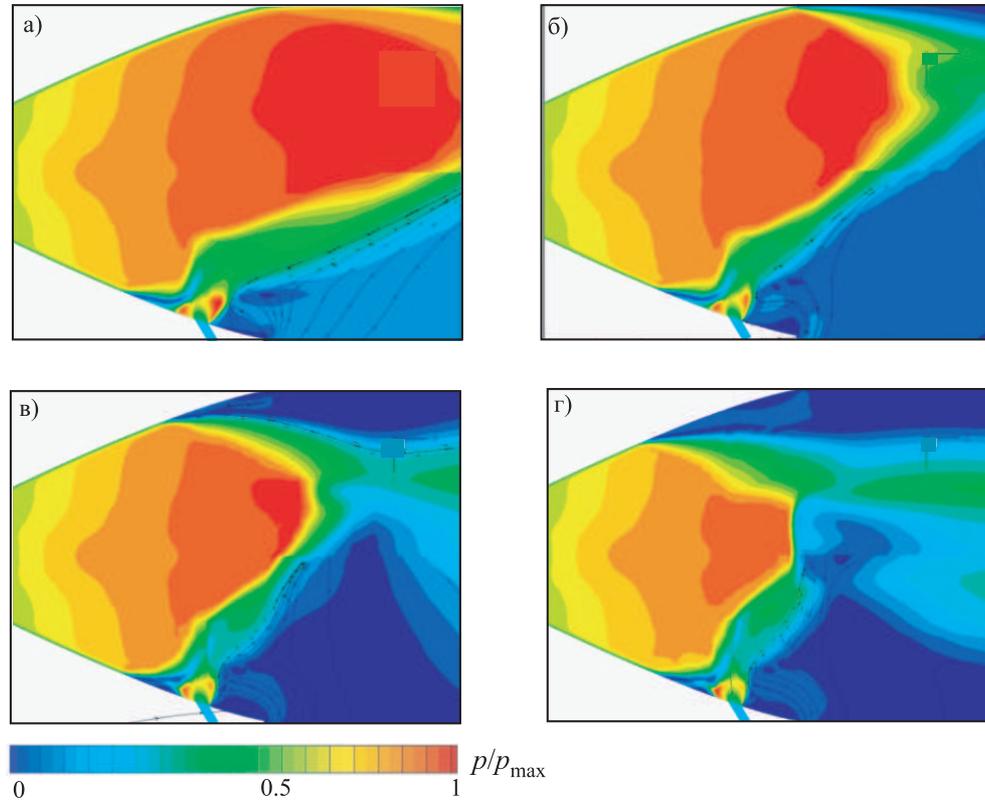


Рис. 11. Линии уровня давления при $n = 0.4, p_n = 0.5$ ата (а); $n = 0.2, p_n = 1.0$ ата (б);
 $n = 0.2, p_n = 1.5$ ата (в); $n = 0.1, p_n = 2.0$ ата (г)

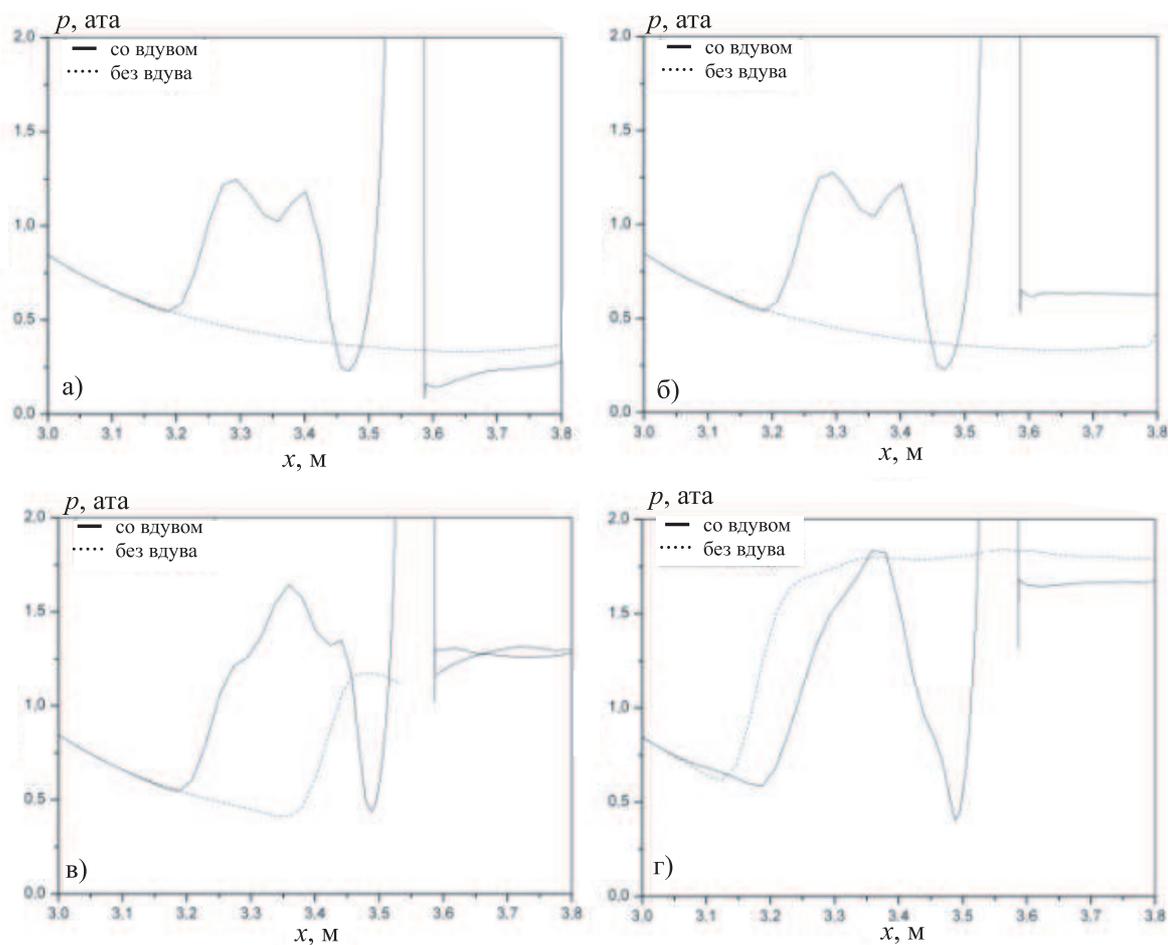


Рис. 12. Распределения давления при $n = 0.4$, $p_n = 0.5$ ата (а); $n = 0.2$, $p_n = 1.0$ ата (б); $n = 0.2$, $p_n = 1.5$ ата (в); $n = 0.1$, $p_n = 2.0$ ата (г)

создаваемой при вдуве, к тяге соответствующего условного двигателя представляет собой коэффициент усиления, который зависит от относительного расхода вдуваемого газа и условий вдува. Коэффициент усиления представляет собой отношение полной боковой управляющей силы, обусловленной вдувом, к реактивной силе вторичной струи.

Влияние степени нерасчетности на коэффициент усиления тяги показывает рис. 14. Интересно отметить наличие отрицательного управляющего усилия при малых степенях нерасчетности (при $n < 0.2$). Тяговые характеристики для системы управления вектором тяги со вдувом приводятся на рис. 13 в зависимости от угла и места вдува струи в сверхзвуковую часть сопла.

Влияние формы отверстия вдува на коэффициент усиления тяги сопла показывает рис. 15. С увеличением отношения большой и малой осей эллипса коэффициент усиления тяги монотонно возрастает.

Зависимость коэффициента изменения тяги от относительного расстояния места вдува от среза сопла l_j имеет максимум. Уменьшение коэффициента усиления при малых l_j (вдув производится близко к срезу) связывается с неполным использованием возмущенной зоны, а уменьшение K при больших l_j (вдув производится близко к критическому сечению сопла) — с переходом возмущенной зоны на противоположную сторону раструба сопла. Коэффициент усиления монотонно возрастает с увеличением угла вдува α_j вплоть до значения $\alpha = 180^\circ$, а в диапазоне $\alpha = 60^\circ - 130^\circ$ изменение коэффициента усиления является практически линейным и составляет приблизительно 7% на каждые 10° вдува.

Имеет место оптимальный угол наклона оси отверстия вдува и соответствующее ему управляющее усилие. С увеличением угла вдува удлиняется передняя отрывная зона и в ней растет давление, поскольку точка отрыва смещается вверх по потоку в область больших давлений, что приводит к увеличению управляющего усилия. Смещение передней границы застойной зоны к критическому сечению сопла приводит

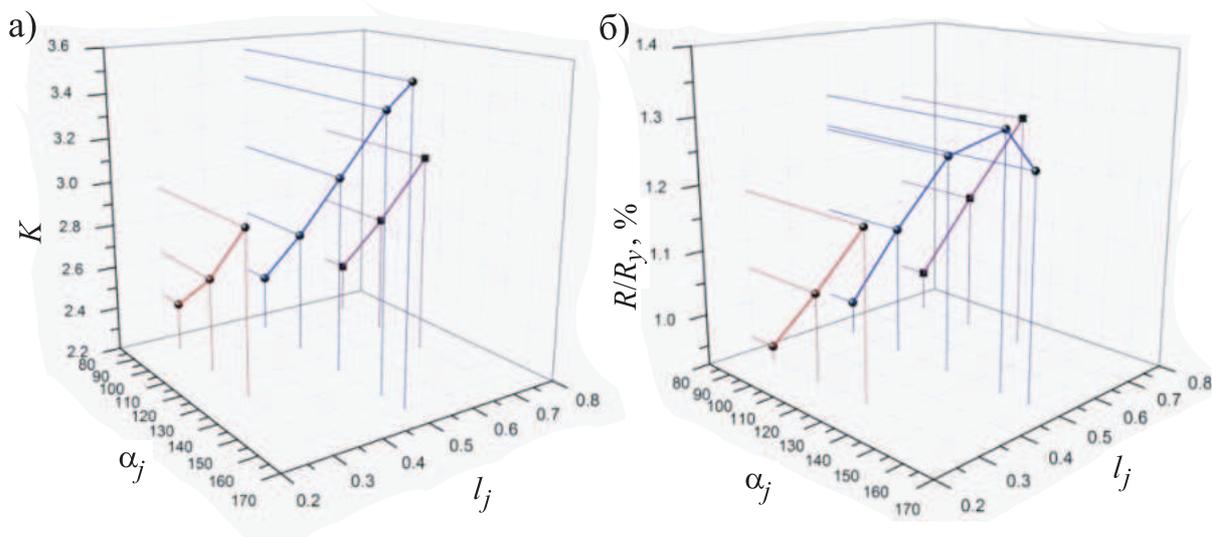


Рис. 13. Влияние угла и положения вдува на коэффициент усиления тяги (а) и величину управляющего усилия (б)

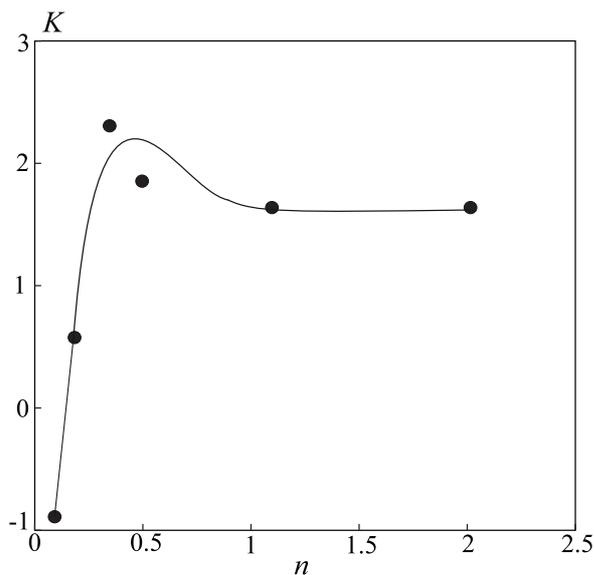


Рис. 14. Влияние степени нерасчетности на величину управляющего усилия

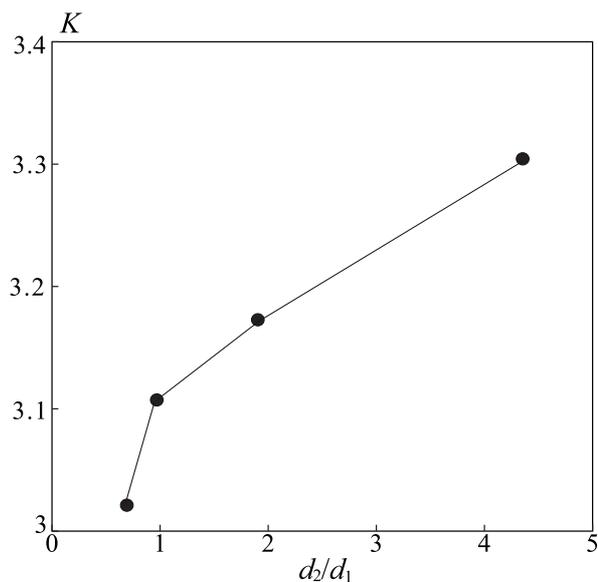


Рис. 15. Влияние формы отверстия вдува на коэффициент усиления тяги

к повышенному поперечному расширению возмущенной области.

7. Заключение. Разработан подход к оптимизации геометрических параметров системы органов управления, основанный на совместном использовании современных расчетных методов CFD для численного решения уравнений Навье–Стокса и алгоритмов оптимизации. Проведено численное моделирование вдува сверхзвуковой недорасширенной струи газа в расширяющуюся часть сопла. В расчетах варьируются степень нерасчетности вдуваемой струи, угол наклона сопла вдува к оси основного сопла, удаление сопла вдува от критического сечения основного сопла и форма выходного сечения сопла вдува.

Полученные распределения характеристик потока представляют интерес для проектирования органов управления вектором тяги, основанных на вдуве струи в сверхзвуковой поток, а также для дальнейшего расчета напряженно-деформированного и термоупругого состояния конструкции.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Антонов Р.В., Гребенкин В.И., Кузнецов Н.П., Мокрушин Б.С., Черепов В.И., Храмов С.Н. Органы управ-

- ления вектором тяги твердотопливных ракет: расчет, конструктивные особенности, эксперимент. Москва–Ижевск: НИЦ “Регулярная и хаотическая динамика”, 2006.
2. Kamran A., Guozhu L. An integrated approach for optimization of solid rocket motor // *Aerospace Science and Technology*. 2012. **17**, N 1. 50–64.
 3. Anderson M., Burkhalter J., Jenkins R. Multi-disciplinary intelligent systems approach to solid rocket motor design. Part II: multiple goal optimization // *AIAA Paper*. 2001. N 2001-3600.
 4. Yumuşak M., Eyi S. Design optimization of rocket nozzles in chemically reacting flows // *Computers and Fluids*. 2012. **65**. 25–34.
 5. Yumuşak M. Analysis and design optimization of solid rocket motors in viscous flows // *Computers and Fluids*. 2013. **75**. 22–34.
 6. Zhao X., Bayyuk S., Zhang S. Aeroelastic response of rocket nozzles to asymmetric thrust loading // *Computers and Fluids*. 2013. **76**. 128–148.
 7. Inoyue T., Nottage H.B. Experiments on rocket thrust vector control by hot gas injection // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1966. **3**, N 5. 737–739.
 8. Spaid F.W., Zukoski E.E. A study of the interaction of gaseous jets from transverse slots with supersonic external flows // *AIAA Journal*. 1968. **6**, N 2. 205–212.
 9. Aso S., Inoue K., Yamaguchi K., Tani Y. A study on supersonic mixing by circular nozzle with various injection angles for air breathing engine // *Acta Astronautica*. 2009. **65**, N 5–6. 687–695.
 10. Srinivasan R., Bowersox R.D.W. Transverse injection through diamond and circular ports into a Mach 5.0 free-stream // *AIAA Journal*. 2008. **46**, N 8. 1944–1962.
 11. Kobayashi K., Bowersox R.D.W., Srinivasan R., Tichenor N.R., Carter C.D., Ryan M.D. Experimental and numerical studies of diamond-shaped injector in a supersonic flow // *Journal of Propulsion and Power*. 2010. **26**, N 2. 373–376.
 12. Tomioka S., Kohchi T., Masumoto R., Izumikawa M., Matsuo A. Supersonic combustion with supersonic injection through diamond-shaped orifices // *Journal of Propulsion and Power*. 2011. **27**, N 6. 1196–1203.
 13. Huang W., Liu J., Jin L., Yan L. Molecular weight and injector configuration effects on the transverse injection flow field properties in supersonic flows // *Aerospace Science and Technology*. 2014. **32**, N 1. 94–102.
 14. Huang W., Liu W.-D., Li S.-B., Xia Z.X., Liu J., Wang Z.G. Influences of the turbulence model and the slot width on the transverse slot injection flow field in supersonic flows // *Acta Astronautica*. 2012. **73**. 1–9.
 15. John J., Shyam S., Kumar A., Naveen N., et al. Numerical studies on thrust vectoring using shock induced supersonic secondary jet // *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial and Mechatronics Engineering*. 2013. **7**, N 8. 645–651.
 16. Huang W., Wang Z.-G., Wu J.-P., Li S.-B. Numerical prediction on the interaction between the incident shock wave and the transverse slot injection in supersonic flows // *Aerospace Science and Technology*. 2013. **28**, N 1. 91–99.
 17. Федорова Н.Н., Федорченко И.А., Федоров А.В. Математическое моделирование взаимодействия струй со сверхзвуковым высокоэнталийным потоком в расширяющемся канале // *Прикладная механика и техническая физика*. 2013. **54**, № 2. 32–45.
 18. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Яковчук М.С. Численное моделирование взаимодействия поперечной струи со сверхзвуковым потоком с использованием различных моделей турбулентности // *Прикладная механика и техническая физика*. 2015. **56**, № 5. 64–75.
 19. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Яковчук М.С. Поперечный вдув струи с поверхности плоской пластины в сверхзвуковой поток // *Инженерно-физический журнал*. 2017. **90**, № 6. 1512–1517.
 20. Emelyanov V., Volkov K., Yakovchuk M. Transverse jet injection into a supersonic nozzle flow // *30th International Symposium on Shock Waves (ISSW30)*. Vol. 1. Cham: Springer, 2017. 77–82.
 21. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Яковчук М.С. Моделирование поперечного вдува импульсной струи с поверхности плоской пластины в сверхзвуковой поток // *Прикладная механика и техническая физика*. 2017. **58**, № 6. 114–125.
 22. Cecere D., Giacomazzi E., Ingenito A. A review on hydrogen industrial aerospace applications // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2014. **39**, N 20. 10731–10747.
 23. Yan L., Huang W., Zhang T.-T., Li H., Yan X.-T. Numerical investigation of the nonreacting and reacting flow fields in a transverse gaseous injection channel with different species // *Acta Astronautica*. 2014. **105**, N 1. 17–23.
 24. Зеленков Ю.А. Метод многокритериальной оптимизации на основе приближенных моделей исследуемого объекта // *Вычислительные методы и программирование*. 2010. **11**. 250–260.
 25. Волков К.Н. Решение задач сопряженного теплообмена и передача тепловых нагрузок между жидкостью и твердым телом // *Вычислительные методы и программирование*. 2007. **8**. 265–274.
 26. Булат П.В., Волков К.Н., Яковчук М.С. Визуализация течений с сильными и слабыми газодинамическими разрывами в вычислительной газовой динамике // *Вычислительные методы и программирование*. 2016. **17**. 245–257.

Поступила в редакцию
30.01.2018

Multiparameter Optimization of Operating Control by the Trust Vector Based on the Jet Injection into the Supersonic Part of a Nozzle

K. N. Volkov¹, V. N. Emelyanov², and M. S. Yakovchuk³

¹ *Ustinov Baltic State Technical University, Faculty of Rocket and Space Engineering; ulitsa Pervaya Krasnoarmeiskaya 1, St. Petersburg, 190005, Russia; Dr. Sci., Leading Scientist, e-mail: dsci@mail.ru*

² *Ustinov Baltic State Technical University, Faculty of Rocket and Space Engineering; ulitsa Pervaya Krasnoarmeiskaya 1, St. Petersburg, 190005, Russia; Dr. Sci., Professor, e-mail: vlademelyanov@gmail.com*

³ *Ustinov Baltic State Technical University, Faculty of Rocket and Space Engineering; ulitsa Pervaya Krasnoarmeiskaya 1, St. Petersburg, 190005, Russia; Ph.D., Associate Professor, e-mail: mihailyakovchuk@gmail.com*

Received January 30, 2018

Abstract: The processes accompanying the supersonic jet injection into the divergent part of a nozzle are considered for the creation of control forces in rocket engines. An approach to the multiparameter optimization of the nozzle's geometric shape and the parameters of jet injection into the supersonic flow based on the application of a numerical model of the turbulent flow of a viscous compressible gas is proposed. The optimization parameters include the pressure ratio in the injection flow and nozzle flow, the angle of inclination of the nozzle to the axis of the main nozzle, the distance from the injection nozzle to the critical section of the main nozzle, and the shape of the injection nozzle outlet section. The numerical results obtained for various configurations of the trust control system are compared. A number of conclusions concerning the effect of input parameters on the trust coefficient are made.

Keywords: optimization, numerical simulation, engine, thrust vector control, nozzle, jet, injection.

References

1. R. V. Antonov, V. I. Grebenkin, N. P. Kuznetsov, et al., *Thrust Vector Control of Solid-Propellant Rockets: Calculation, Design features, and Experiment* (Research Center 'Regular and Chaotic Dynamics', Izhevsk, 2006) [in Russian].
2. A. Kamran and L. Guozhu, "An Integrated Approach for Optimization of Solid Rocket Motor," *Aerosp. Sci. Technol.* **17** (1), 50–64 (2012).
3. M. Anderson, J. Burkhalter, and R. Jenkins, "Multi-Disciplinary Intelligent Systems Approach to Solid Rocket Motor Design. Part II: Multiple Goal Optimization," *AIAA Paper 2001-3600* (2001).
4. M. Yumuşak and S. Eyi, "Design Optimization of Rocket Nozzles in Chemically Reacting Flows," *Comput. Fluids* **65**, 25–34 (2012).
5. M. Yumuşak, "Analysis and Design Optimization of Solid Rocket Motors in Viscous Flows," *Comput. Fluids* **75**, 22–34 (2013).
6. X. Zhao, S. Bayyuk, and S. Zhang, "Aeroelastic Response of Rocket Nozzles to Asymmetric Thrust Loading," *Comput. Fluids* **76**, 128–148 (2013).
7. T. Inoyue and H. B. Nottage, "Experiments on Rocket Thrust Vector Control by Hot Gas Injection," *J. Spacecr. Rockets* **3** (5), 737–739 (1966).
8. F. W. Spaid and E. E. Zukoski, "A Study of the Interaction of Gaseous Jets from Transverse Slots with Supersonic External Flows," *AIAA J.* **6** (2), 205–212 (1968).
9. S. Aso, K. Inoue, K. Yamaguchi, and Y. Tani, "A Study on Supersonic Mixing by Circular Nozzle with Various Injection Angles for Air Breathing Engine," *Acta Astronaut.* **65** (5–6), 687–695 (2009).
10. R. Srinivasan and R. D. W. Bowersox, "Transverse Injection Through Diamond and Circular Ports into a Mach 5.0 Freestream," *AIAA J.* **46** (8), 1944–1962 (2008).
11. K. Kobayashi, R. D. W. Bowersox, R. Srinivasan, et al., "Experimental and Numerical Studies of Diamond-Shaped Injector in a Supersonic Flow," *J. Propul. Power* **26** (2), 373–376 (2010).
12. S. Tomioka, T. Kohchi, R. Masumoto, et al., "Supersonic Combustion with Supersonic Injection through Diamond-Shaped Orifices," *J. Propul. Power* **27** (6), 1196–1203 (2011).

13. W. Huang, J. Liu, L. Jin, and L. Yan, "Molecular Weight and Injector Configuration Effects on the Transverse Injection Flow Field Properties in Supersonic Flows," *Aerosp. Sci. Technol.* **32** (1), 94–102 (2014).
14. W. Huang, W.-D. Liu, S.-B. Li, et al., "Influences of the Turbulence Model and the Slot Width on the Transverse Slot Injection Flow Field in Supersonic Flows," *Acta Astronaut.* **73**, 1–9 (2012).
15. J. John, S. Shyam, A. Kumar, et al., "Numerical Studies on Thrust Vectoring Using Shock Induced Supersonic Secondary Jet," *Int. J. Mechan. Aerosp. Indust. Mechatron. Eng.* **7** (8), 645–651 (2013).
16. W. Huang W., Z.-G. Wang, J.-P. Wu, and S.-B. Li, "Numerical Prediction on the Interaction between the Incident Shock Wave and the Transverse Slot Injection in Supersonic Flows," *Aerosp. Sci. Technol.* **28** (1), 91–99 (2013).
17. N. N. Fedorova, I. A. Fedorchenko, and A. V. Fedorov, "Mathematical Modeling of Jet Interaction with a High-Enthalpy Flow in an Expanding Channel," *Zh. Prikl. Mekh. Tekh. Fiz.* **54** (2), 32–45 (2013) [*J. Appl. Mech. Tech. Phys.* **54** (2), 195–206 (2013)].
18. K. N. Volkov, V. N. Emel'yanov, and M. S. Yakovchuk, "Numerical Simulation of the Interaction of a Transverse Jet with a Supersonic Flow Using Different Turbulence Models," *Zh. Prikl. Mekh. Tekh. Fiz.* **56** (5), 64–75 (2015) [*J. Appl. Mech. Tech. Phys.* **56** (5), 789–798 (2015)].
19. K. N. Volkov, V. N. Emelyanov, and M. S. Yakovchuk, "Transverse Injection of a Jet from the Surface of a Flat Plate into the Supersonic Flow Over It," *Inzh. Fiz. Zh.* **90** (6), 1512–1517 (2017) [*J. Eng. Phys. Thermophys.* **90** (6), 1439–1444 (2017)].
20. V. Emelyanov, K. Volkov, and M. Yakovchuck, "Transverse Jet Injection into a Supersonic Nozzle Flow," in *Proc. 30th Int. Symposium on Shock Waves, Tel Aviv, Israel, July 19–24, 2015* (Springer, Cham, 2017), Vol. 1, pp. 77–82.
21. K. N. Volkov, V. N. Emelyanov, and M. S. Yakovchuk, "Simulation of the Transverse Injection of a Pulsed Jet from the Surface of a Flat Plate into Supersonic Flow," *Zh. Prikl. Mekh. Tekh. Fiz.* **58** (6), 114–125 (2017).
22. D. Cecere, E. Giacomazzi, and A. Ingenito, "A Review on Hydrogen Industrial Aerospace Applications," *Int. J. Hydrogen Energy* **39** (20), 10731–10747 (2014).
23. L. Yan, W. Huang, T.-T. Zhang, et al., "Numerical Investigation of the Nonreacting and Reacting Flow Fields in a Transverse Gaseous Injection Channel with Different Species," *Acta Astronaut.* **105** (1), 17–23 (2014).
24. Yu. A. Zelenkov, "A Method of Multiobjective Optimization on the Basis of Approximate Models for an Optimized Object," *Vychisl. Metody Programm.* **11**, 250–260 (2010).
25. K. N. Volkov, "Solving the Coupled Thermal Problems and the Thermal Load Transfer between a Fluid and a Solid Body," *Vychisl. Metody Programm.* **8**, 265–274 (2007).
26. P. V. Bulat, K. N. Volkov, and M. S. Yakovchuck, "Flow Visualization with Strong and Weak Gas Dynamic Discontinuities in Computational Fluid Dynamics," *Vychisl. Metody Programm.* **17**, 245–257 (2016).