

Numerical Modeling of Shock Waves Interference Interaction near a Plate with Cylindrical Bluntness

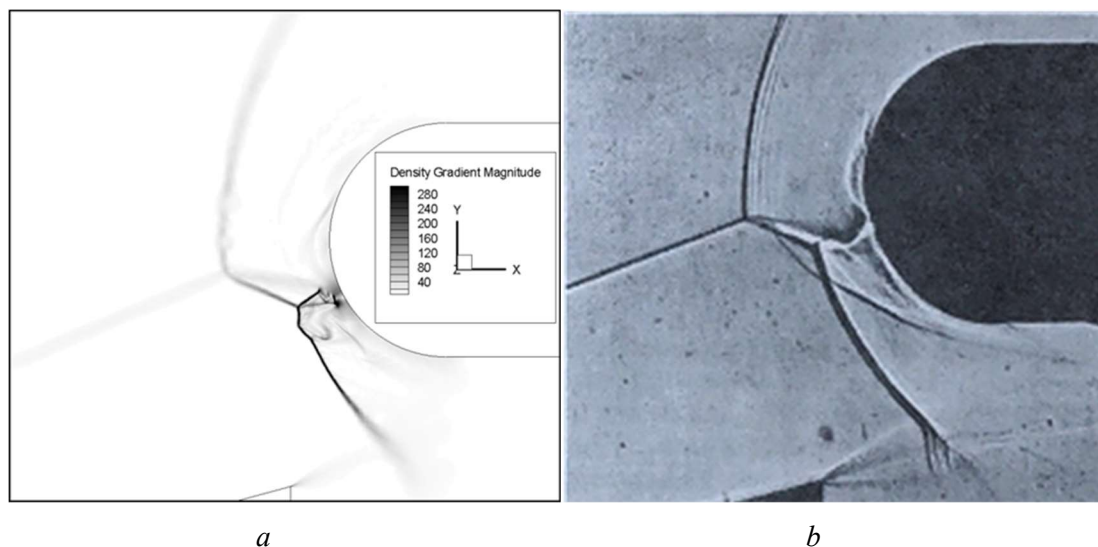
D. V. Ishin

*JSC "Tactical Missile Corporation",
Korolev, Moscow region, 141080, Russian
ishin.d.v@mail.ru*

Abstract

Using the author's computer code, a numerical study of interference interaction structure of impinging and reflected shock waves was complete at different relative positions of plate with a cylindrical bluntness and of shock wave generator. Numerical modeling of heat exchange parameters was complete in greatest plate heating areas in high-speed flow. Density gradient distribution that correspond with shadowgraph of interference interaction different types was received. Validation of numerical modeling results was performed.

Keywords: Aerothermodynamics, numerical modeling, interference interaction, heat exchange, validation.



Comparison of the results of numerical simulation with experiment: *a*) density gradient magnitude distribution; *b*) shadow graph of shock-wave interaction from [1]

УДК 533.6.011

Численное моделирование интерференционного взаимодействия ударных волн вблизи пластины с цилиндрическим притуплением

Д. В. Ишин

*АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»»,
Россия, г. Королёв, Московская область, 141080, ул. Ильича, 7*

ishin.d.v@mail.ru

Аннотация

С использованием авторского компьютерного кода выполнено численное исследование структуры интерференционного взаимодействия падающей и отошедшей ударных волн при различном взаимном расположении пластины с цилиндрическим притуплением и генератора скачка уплотнения. Проведено численное моделирование параметров теплообмена в областях наибольшего нагрева пластины при высокоскоростном обтекании. Получены поля распределений градиента плотности, соответствующие теневым картинам интерференционных взаимодействий III и IV рода. Выполнена валидация результатов численного моделирования.

Ключевые слова: аэротермодинамика, численное моделирование, интерференционное взаимодействие, теплообмен, валидация.

1. Введение

Анализ теплового состояния и реализуемых течений вблизи поверхности является важнейшим этапом проектирования высокоскоростного летательного аппарата. В целях определения величины аэродинамического нагрева и параметров обтекания выполняются как экспериментальные, так и расчетные исследования с применением методов численного моделирования. Разнообразие современных вычислительных средств и моделей описания физико-химических процессов позволяют получать достоверные расчетные данные на большей части поверхности исследуемой модели сложной формы. В то же время, специфика взаимодействия с высокоскоростными летательными аппаратами заключается в наличии особых областей, для которых результаты численного моделирования резко расходятся с данными, полученными в ходе проведения экспериментов. Как показывает практика, образование подобных областей является следствием отрыва пограничного слоя (например, в зоне резкого изменения угла наклона поверхности) или ударно-волнового взаимодействия (например, в зоне стыка поверхностей).

Участок поверхности, на котором происходит присоединение потока вследствие пересечения ударных волн, может подвергаться воздействию значительно повышенного теплового потока. Кроме того, экстремальный нагрев может также возникать при безотрывном течении газа, например, в окрестности точки торможения или на передней кромке крыла, а также в области ламинарно-турбулентного перехода.

В сравнении с характерным размером летательных аппаратов, размеры областей воздействия повышенного теплового потока малы. Однако максимально точное определение величины нагрева критически важно для гарантированного обеспечения работоспособности конструкции. Так, например, на заре освоения многоразовых высокоскоростных летательных аппаратов («Буран», «Спейс Шаттл») большое внимание уделялось проблеме оценки теплового

потока в зоне падения ударной волны на отдельные элементы конструкции: переднюю кромку крыла, отклоненный щиток, плитки ТЗП [1].

Изучение взаимодействия ударных волн и пограничного слоя имеют широкое распространение за рубежом. Так, первые экспериментальные данные и описания процессов можно найти в работе [2], опубликованной в 1940 г. Однако интенсификация исследований в данном направлении (экспериментальных и теоретических) относится к 50-м годам XX века и связана с увеличением номенклатуры работ в области высокоскоростных течений (например, [3–14]).

Одной из наиболее важных задач, которые требуют решения в ходе создания высокоскоростных летательных аппаратов, является исследование процессов на кромках ключевых элементов их конструкции. Ударное воздействие со стороны набегающего потока на конструктивные элементы приводит к экстремальному повышению значений давления и теплового потока в локальных областях. Типовыми можно считать следующие случаи, в которых имеют место указанные эффекты:

- падение головной волны, формируемой корпусом летательного аппарата, на кромку верхней поверхности (фронт волны пересекает образующую кромки под углом);
- падение скачка уплотнения, сформированного клином сжатия, на переднюю кромку ключевых элементов двигательной установки (фронт волны параллелен образующей кромки).

Пересечение косога скачка уплотнения и головной ударной волны приводит к образованию определенных структур, оказывающих значительное влияние на давление и параметры теплообмена в локальных областях элемента конструкции. В случае невязкого газа могут возникать, например, внутренние скачки, волны разрежения, поверхности тангенциального разрыва, струи и зоны торможения [1]. Применение модели вязкого газа приводит к необходимости дополнительно учитывать наличие ламинарно-турбулентного перехода и физико-химические процессы. Поскольку указанные газодинамические структуры могут иметь размеры, значительно меньшие, чем характерный размер тела, их экспериментальное исследование требует тщательной подготовки и выработки особых условий наблюдения. В то же время численное разрешение представляет собой нетривиальную задачу, которая приводит к необходимости создания и применения современных высокопроизводительных расчетных методов и алгоритмов.

Работы, направленные на изучение процессов, возникающих при пересечении скачков уплотнения, были впервые проведены около шестидесяти лет назад. В отечественной аэродинамике в части исследования интерференции ударных волн основополагающими можно считать работы М.П. Тетерина [15, 16], в которых впервые было обнаружено формирование тонкой высоконапорной струи в ударном слое, а также работы научных коллективов [17–19]. В приведенных работах генератором падающей волны являлась пластина, расположенная перед цилиндром.

В то же время исследования в области интерференции ударных волн проводились и за рубежом. Руководствуясь данными эксперимента по взаимодействию скачка уплотнения, сформированного клином с острой передней кромкой, и отошедшей ударной волной от сферы при их различном взаимном положении, Б. Эдди в работах [20–22] предложил феноменологическую классификацию типов интерференционного взаимодействия, для каждого из которых позднее были проведены экспериментальные исследования и предложены полуэмпирические зависимости для расчета давления и плотности теплового потока в локальных областях [23, 24]. Позднее были проведены расчетно-экспериментальные исследования двумерного течения в условиях параллельности плоскости скачка уплотнения и образующей цилиндра [25, 26].

В отечественной аэродинамике классификация Б. Эдди была пересмотрена в сторону значительного увеличения типов интерференции [27], а также уточнены условия их формирования [28, 29]. Также внимание было уделено изучению двумерного течения [30] и трехмерного течения, когда образующая цилиндра наклонена к плоскости падающего скачка уплотнения [31].

Шесть основных типов ударного взаимодействия были предложены Б. Эдни в работе [21], в которой было описано экспериментальное исследование интерференции на скорости 4.6 М. На рис. 1 показаны основные элементы интерференционных картин, возникающих при взаимодействии ударных волн каждого типа.

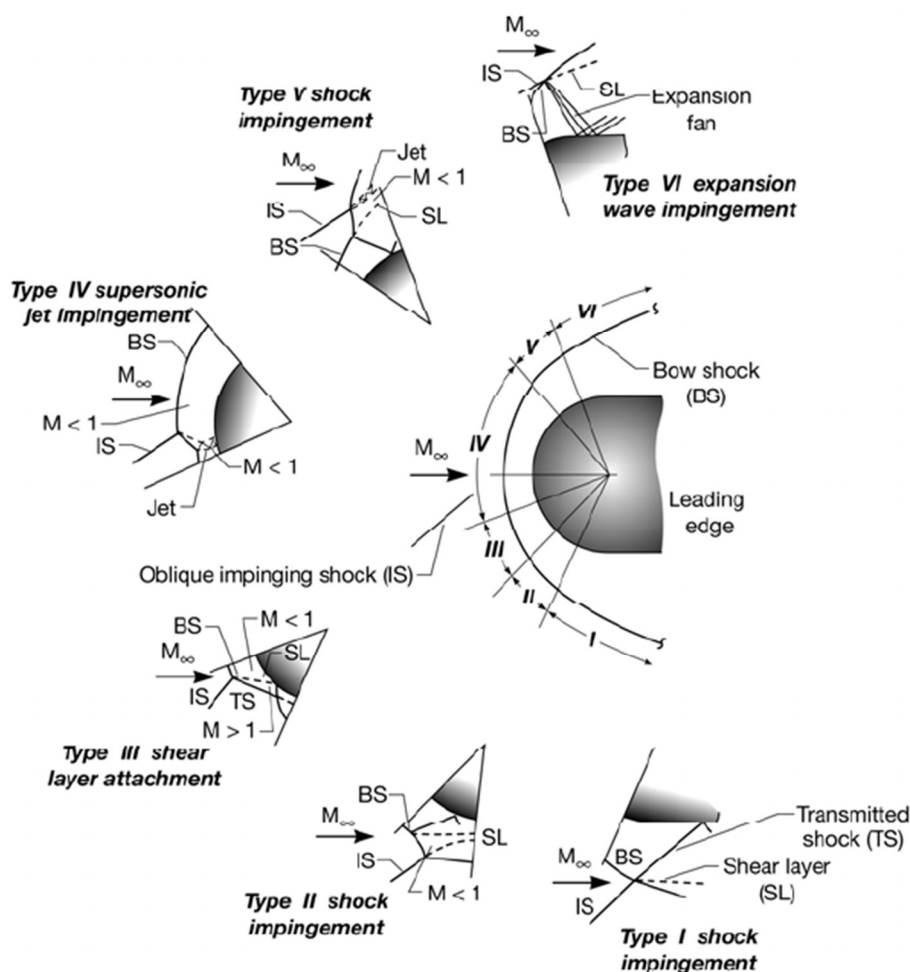


Рис. 1. Типы интерференционных картин ударных волн и их расположение в окрестности цилиндрической поверхности [32]

В соответствии с классификацией, предложенной в работах Б. Эдни, можно дать краткую характеристику каждому типу интерференции ударных волн.

1) Первый тип интерференции характеризуется отсутствием дозвуковой зоны за головной ударной волной, а теплообмен на поверхности увеличивается незначительно и обусловлен повышением давления за счет падения преломленного скачка уплотнения.

2) Второй тип интерференции характеризуется наличием прямого скачка, за которым скорость потока газа ниже скорости звука, а теплообмен на поверхности интенсифицируется по причинам, аналогичным первому типу.

3) Третий тип интерференции характеризуется дозвуковой скоростью газа за отошедшей ударной волной, а также наличием поверхности тангенциального разрыва, разделяющей дозвуковой и сверхзвуковой потоки. Присоединенный косой скачок с повышенным давлением, формирующийся при взаимодействии сверхзвукового потока с обтекаемым телом, приводит падению слоя смешения и усилению теплообмена.

4) Четвертый тип интерференции отличается от третьего отсутствием присоединенного косого скачка, вследствие чего образуется структура в виде струи, в которой имеет место система косых скачков и волн разрежения, обуславливающих значительно более высокое давление. При взаимодействии с поверхностью струя может образовать линию растекания или

отклоняться наружу. Экстремальные значения теплового потока при данном типе интерференции связано как с величиной полного давления в струе, так и с высокими значениями градиента скорости.

5) Пятый тип интерференции связан с формированием маховской системы скачков и характеризуется аналогично интерференции второго типа, однако вместо поверхности разрыва имеет место сверхзвуковая струя.

6) Шестой тип интерференции связан с формированием регулярного взаимодействия скачков и характеризуется падением на поверхность не только скачка уплотнения, но и веера волн разрежения, что приводит к ослаблению теплообмена.

Более подробная схема интерференционного взаимодействия падающего скачка уплотнения и отошедшей ударной волны приведена в работе [1] и представлена на рис. 2.

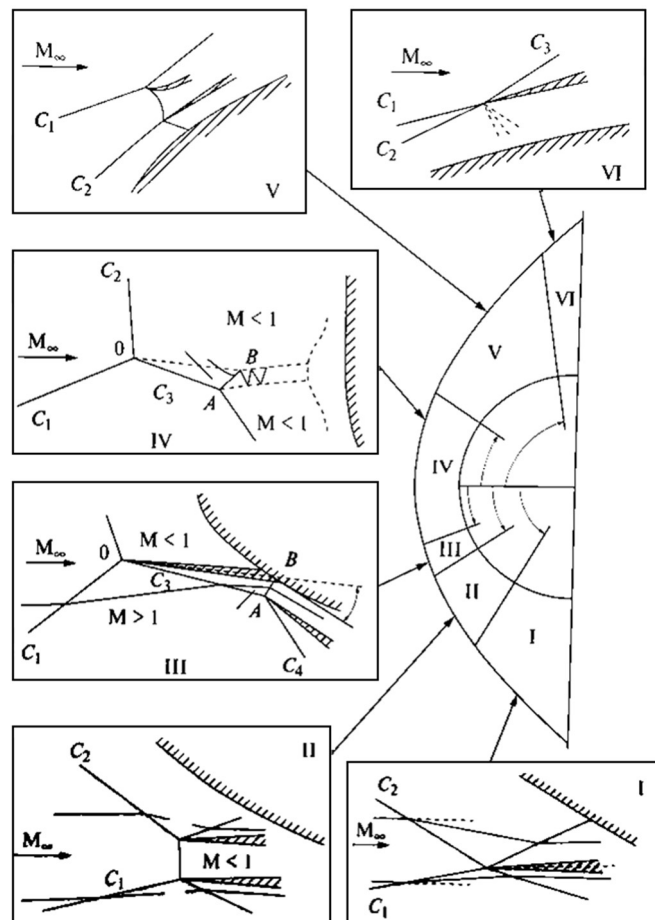


Рис. 2. Схематическое изображение основных элементов интерференционного взаимодействия различных типов

Как было сказано ранее, взаимодействия типа I, II, V и VI происходят между ударной волной и пограничным слоем и не оказывают существенного отрицательного влияния на теплообмен. Гораздо большего внимания заслуживают взаимодействия типа III (падение слоя смещения на поверхность) и IV (возникновение сверхзвуковой струи, падающей на поверхность перпендикулярно). Прогнозирование значений давления и теплового потока на поверхности при различных типах интерференционного взаимодействия рассмотрено в работе К. Гласса [33].

В работах А. Витинга [34] и М. Холдена [35] представлено исследование модели цилиндрической передней кромки воздухозаборника прямоугольного сечения, взаимодействующей с потоком газа на скоростях $6 \div 19$ М. Анализ показал, что пиковый нагрев в результате интерференционного взаимодействия типа IV в 30 раз превышает нагрев критической точки на

скорости 16 М при невозмущенном потоке. В более позднем исследовании А. Витинга [36] продемонстрировано, что для множественных ударных взаимодействий коэффициент усиления еще выше. Эксперименты на скорости 8 Маха показали повышение значений теплового потока на 21 % для двух сросшихся косых ударных волн по сравнению с одной наклонной ударной волной при аналогичном угле падения.

Градиенты скорости нагрева, возникающие при взаимодействии IV типа [21, 37], приводят к большим градиентам температуры на поверхности, вызывающим большие термические напряжения [38]. Взаимодействие IV типа часто бывает нестационарным [31, 36]. Экспериментальные исследования К. Гласса для модели передней кромки цилиндрического сечения [39] в потоке со скоростью 8 М показали, что смещение кромки уменьшает пиковый тепловой поток для взаимодействия типа IV на коэффициент, равный косинусу угла стреловидности, возведенному в степень 2.2. К. Гласс обнаружил, что расположение генератора скачка под углом 15° и 30° снижает пиковый тепловой поток на 7 % и 27 % соответственно.

В современной аэротермодинамике аналогичными задачами по исследованию ударно-волнового взаимодействия занимаются и другие отечественные авторы: в качестве примера экспериментальных работ можно привести [40–44], а результаты численного моделирования представлены в [45–47].

2. Расчетная модель

Компьютерный код HEC_AGe3D, используемый для численного моделирования в данной работе, является развитием компьютерного кода USTFEN [48]. Упомянутые коды относятся к семейству компьютерных кодов UST3D [49, 50]. Компьютерный код USTFEN реализует метод крупных частиц [51]. HEC_AGe3D реализует схему AUSMPW [52]. Данная схема относится к семейству алгоритмов AUSM (Advection Upstream Splitting Method) [53] и позволяет добиться устойчивости в пристеночных зонах и устранить неоднородности в областях сильных возмущений путем введения весовых функций от давления и числа Маха. Эффективность применения схемы AUSMPW на неструктурированных расчетных сетках продемонстрирована в работах [52, 54].

В соответствии с работой [49] в основу математической модели течения совершенного вязкого теплопроводного сжимаемого газа положена система дифференциальных уравнений Навье – Стокса. Указанная система уравнений, дополненная уравнениями неразрывности, полной энергии и теплопроводности, замыкаемая уравнениями состояния совершенного газа, для ламинарного течения может быть представлена в векторно-матричном виде

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(F_{\rho V}^x + F_p^x - T_\tau^x) + \frac{\partial}{\partial y}(F_{\rho V}^y + F_p^y - T_\tau^y) + \frac{\partial}{\partial z}(F_{\rho V}^z + F_p^z - T_\tau^z) = R,$$

$$U = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho[e + 0,5(u^2 + v^2 + w^2)] \end{pmatrix}, \quad R = \begin{pmatrix} 0 \\ \rho f_x \\ \rho f_y \\ \rho f_z \\ Q_\Sigma \end{pmatrix},$$

$$F_{\rho V}^x = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u^2 \\ \rho uw \\ \rho uw \\ \rho uE \end{pmatrix}, \quad F_{\rho V}^y = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho vu \\ \rho v^2 \\ \rho vw \\ \rho vE \end{pmatrix}, \quad F_{\rho V}^z = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho w^2 \\ \rho wE \end{pmatrix},$$

$$F_p^x = \begin{pmatrix} 0 \\ p \\ 0 \\ 0 \\ pu + q_x \end{pmatrix}, \quad F_p^y = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ p \\ 0 \\ pv + q_y \end{pmatrix}, \quad F_p^z = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ p \\ pw + q_z \end{pmatrix},$$

$$T_\tau^x = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} \end{pmatrix}, \quad T_\tau^y = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} \end{pmatrix}, \quad T_\tau^z = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} \end{pmatrix},$$

где u, v, w – проекции вектора скорости $\vec{V}$ на координатные оси x, y, z ; ρ – плотность; p – давление; $E = \rho(e + V^2/2)$ – полная внутренняя энергия единицы объема; e – удельная внутренняя энергия; f_x, f_y, f_z – массовые объемные силы; q_x, q_y, q_z – проекции вектора плотности теплового потока $\vec{q}$ на координатные оси; Q_Σ – объемные источники тепловыделения; τ_{ij} – компоненты тензора вязких напряжений, имеющие вид

$$\tau_{xx} = \frac{2}{3}\mu \left[2\frac{\partial u}{\partial x} - \left(\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \right], \quad \tau_{yy} = \frac{2}{3}\mu \left[2\frac{\partial v}{\partial y} - \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \right], \quad \tau_{zz} = \frac{2}{3}\mu \left[2\frac{\partial w}{\partial z} - \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right],$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right), \quad \tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right), \quad \tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)$$

Термическое и калорическое уравнения состояния совершенного газа имеют вид

$$p = (\gamma - 1)\rho e, \quad e = c_V T,$$

где γ – показатель адиабаты; T – температура; c_V – удельная теплоемкость при постоянном объеме.

$$\gamma = \frac{c_p}{c_V},$$

где c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении.

Для совершенного двухатомного газа показатель адиабаты γ равен 1.4.

Значения удельных теплоемкостей и газовой постоянной определяются по формулам

$$c_p = \frac{\gamma R_M}{\gamma - 1}, \quad c_V = \frac{R_M}{\gamma - 1}, \quad R_M = \frac{R_0}{M} = \text{const},$$

где R_M – удельная газовая постоянная; R_0 – универсальная газовая постоянная; M – молярная масса газа.

В предлагаемой модели совершенного газа удельные теплоемкости при постоянных давлении и объеме полагаются постоянными и не зависящими от температуры.

Компоненты вектора плотности теплового потока в виде закона Фурье имеют вид

$$q_x = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x}, \quad q_y = -\lambda \frac{\partial T}{\partial y}, \quad q_z = -\lambda \frac{\partial T}{\partial z}.$$

3. Постановка задачи

Для исследования интерференционного взаимодействия ударных волн и его влияния на параметры течения вблизи поверхности в лабораторных условиях необходимы следующие ключевые элементы: генератор скачка уплотнения и исследуемое тело, формирующее отошедшую ударную волну. В ходе моделирования при решении задачи в рамках данной работы в качестве генератора плоского скачка используется острый клин, а отошедшая волна формируется пластиной с цилиндрическим притуплением. В ходе численного исследования взаимное положение генератора скачка и пластины изменялось.

Экспериментальные исследования, результаты которых приведены в работе [55], показали, что угол полураствора острого клина оказывает значительное влияние на интерференционную картину взаимодействия ударных волн, а также на величину локального повышения значений тепловых нагрузок на поверхности. Анализ показал, что при угле 15° величина теплового потока является наибольшей. Данные выводы хорошо согласуются с численными результатами из работы [21]. На рис. 3 приведена схема расположения моделей в эксперименте.

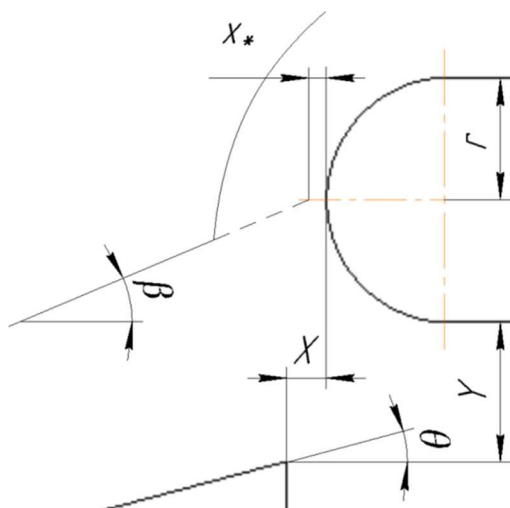


Рис. 3. Основные геометрические параметры взаимного расположения моделей в ходе эксперимента и численного моделирования: θ – угол полураствора клина; β – угол наклона падающей ударной волны; r – радиус цилиндрической кромки; X , Y – горизонтальное и вертикальное расстояние между клином и пластиной; x_* – расстояние между линией пересечения падающей ударной волны плоскости симметрии пластины и поверхностью цилиндрической кромки

Для расчета относительного расстояния между линией пересечения падающей ударной волной плоскости симметрии пластины и поверхностью цилиндрической кромки используется формула

$$\frac{x_*}{r} = \frac{1}{r} \frac{r + Y + L \cdot \operatorname{tg} \theta}{\operatorname{tg} \beta} - \frac{L + X}{r},$$

где L – длина клина.

Расчетная схема для численного моделирования интерференционного взаимодействия типа IV, соответствующая экспериментальному исследованию, представленному в работе [55], приведена на рис. 4. Значения основных геометрических параметров модели представлены в табл. 1.

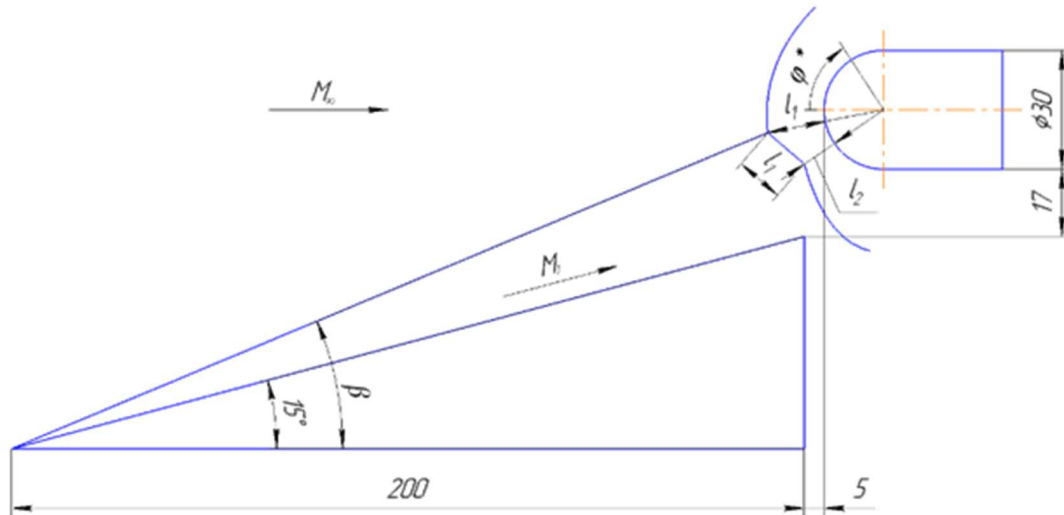


Рис. 4. Расчетная схема для моделирования интерференционного взаимодействия ударных волн IV типа

Таблица 1

Основные геометрические параметры модели

Тип интерференции	X, мм	Y, мм	x^*/r
IV	5	17	-0.23
III	5	21.5	0.42

Экспериментальное исследование проводилось в ЦАГИ на установке УТ-1М, качество аэродинамического потока в которой исследовалось в работе [56]. Подробное описание аэродинамического стенда приведено в работах [57-59].

Параметры набегающего потока, реализованные в ходе эксперимента [55]: число Маха $M_\infty = 6$, число Рейнольдса (вычисленное по диаметру притупления пластины) $Re_{\infty d} = 0.45 \times 10^6$.

Для определения значения теплового потока на критической линии в отсутствии падающего скачка была решена задача об обтекании бесконечного цилиндра высокоскоростным газовым потоком. Полученное значение сравнивалось с величиной, полученной с использованием аналитической формулы Фенстера [60] в формулировке из [61]

$$q_0 = 0.454 \times 10^{-6} \sqrt{\frac{2}{R_n}} \sqrt{\frac{\rho_\infty}{\rho_0}} \left(\frac{v_\infty}{100} \right)^{2.862}, \quad (3.1)$$

где R_n – радиус притупления пластины, см; ρ_∞ – плотность газа в набегающем потоке, г/см³; v_∞ – скорость набегающего потока, см/с; $\rho_0 = 1.23 \times 10^{-3}$, г/см³.

Численное исследование, выполненное в работе [61], показало принципиальную допустимость использования формулы (3.1) для оценки тепловой нагрузки. Валидация программы по течению около изолированной пластины (бесконечного цилиндра) в рамках данного исследования не проводилась.

4. Параметры расчетной области

Для выполнения численного исследования различных типов интерференции были построены неструктурированные трехмерные расчетные сетки с различным взаимным положением генератора скачка уплотнения в виде острого клина и пластины с цилиндрическим притуплением. В целях обеспечения реализации качественной картины обтекания исследуемых

тел выполнялось сгущение с обеспечением характерного размера тетраэдров вблизи поверхности порядка 75 мкм для клина и 50 мкм для цилиндрической кромки. В целях оптимизации ресурсно-временных затрат при решении задачи толщина расчетной области в поперечном направлении задавалась равной 4 мм, а количество конечных элементов – 80, что позволяет использовать пространственные уравнения и обеспечивает отсутствие краевых эффектов при нулевых углах атаки и скольжения. Характерный вид расчетной области приведен на рис. 5.

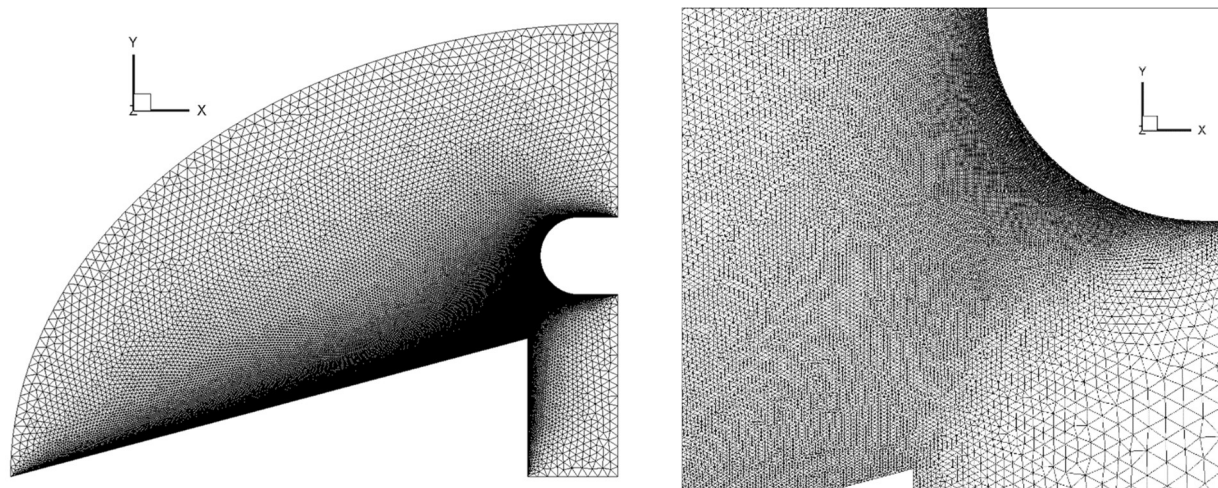


Рис. 5. Расчетная сетка для моделирования интерференционного взаимодействия ударных волн IV типа

В табл. 2 приведены некоторые параметры расчетных областей, реализованные при создании сеток для численного исследования процессов интерференции ударных волн.

Таблица 2

Параметры расчетных сеток

Параметр	IV тип	III тип
Количество элементов:	24 500 000	20 400 000
на поверхности	1 091 918	427 410
на входной границе	1 514	1 564
на выходной границе	1 388	1 164
на плоскости симметрии	716 806	879 890
hmax (клин), мкм	~ 75	~ 75
hmax (цилиндр), мкм	~ 50	~ 50

На твердой стенке граничные условия формулируются в виде условий «прилипания»:

– входная граница («enter») – условия набегающего потока:

$$p|_{ent} = p_{\infty}, \quad \rho|_{ent} = \rho_{\infty}; \quad u|_{ent} = u_{\infty}; \quad v|_{ent} = v_{\infty} = 0; \quad w|_{ent} = w_{\infty} = 0; \quad E|_{ent} = E_{\infty};$$

– выходная граница («exit») – условия свободного потока (открытая граница):

$$\frac{\partial \rho}{\partial n}|_{ent} = 0; \quad \frac{\partial u}{\partial n}|_{ent} = 0; \quad \frac{\partial v}{\partial n}|_{ent} = 0; \quad \frac{\partial w}{\partial n}|_{ent} = 0; \quad \frac{\partial E}{\partial n}|_{ent} = 0;$$

– плоскость симметрии («sym») – условия симметрии потока (применяется для расчета половины расчетной области):

$$\left. \frac{\partial p}{\partial n} \right|_{sym} = 0, \quad \mathbf{V} \cdot \mathbf{n}|_{sym} = 0, \quad \left. \frac{\partial T}{\partial n} \right|_{sym} = 0;$$

– твердая стенка («wall») – условия прилипания для скорости и изотермичности для температуры:

$$\left. \frac{\partial p}{\partial n} \right|_{wall} = 0; \quad u|_{wall} = 0; \quad v|_{wall} = 0; \quad w|_{wall} = 0; \quad T|_{wall} = T_{surf} = 300 \text{ К}.$$

Поскольку продолжительность стационарного течения в установке УТ-1М составляет $20 \div 40$ мс, использование условия об изотермичности стенок в рамках данной задачи считается приемлемым.

В качестве начальных условий задаются следующие величины:

– для всех пространственных конечных элементов – параметры невозмущенного потока:

$$p = p_{\infty}; \quad T = T_{\infty}; \quad M = M_{\infty};$$

– для поверхностных конечных элементов:

$$u|_{wall} = 0; \quad v|_{wall} = 0; \quad w|_{wall} = 0; \quad T|_{wall} = T_{surf}.$$

5. Результаты численного моделирования

Теоретические расчеты числа Маха вблизи поверхности клина M_1 и угла наклона скачка уплотнения β для клина, представленного на рис. 4, выполненные в работе [55], а также значение угла, полученное в ходе эксперимента, приведены в табл. 3.

Таблица 3

Характеристики течения вблизи клина

M_{∞}	M_1	$\beta_{теор.}, \text{град}$	$\beta_{эксп.}, \text{град}$
6	3.99	22.67	22.05

Анализ теневых картин плоского скачка уплотнения, полученных в ходе выполнения эксперимента на установке УТ-1М в ЦАГИ и приведенных в работе [1], показал, что угол падения ударной волны, образованной клином, составил 23.01° .

Результаты численного моделирования плоского скачка уплотнения с использованием компьютерного кода NEC_AGe3D приведены на рис. 6. Для визуализации использовано программное обеспечение Tecplot 360.

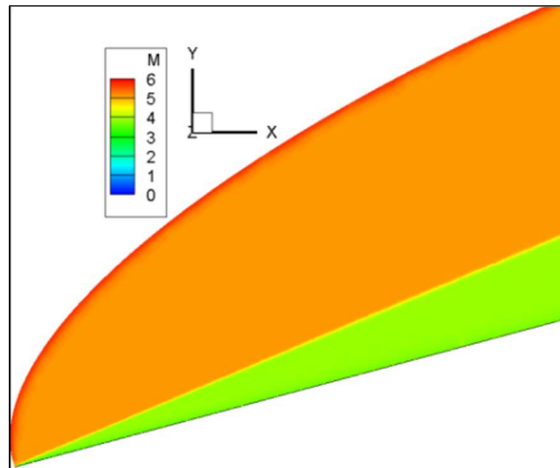


Рис. 6. Поле распределения чисел Маха вблизи генератора плоского скачка уплотнения

Отклонения результатов моделирования от расчетных и экспериментальных данных приведены в табл. 4.

Таблица 4

Отклонения результатов моделирования плоской волны

	Значение	$\delta_{теор.}, \%$	$\delta_{эсп.}, \%$	$\delta_{ширен.}, \%$
M_1	3.89	2.60	—	—
β	22.97°	1.31	4.20	0.17

На рис. 7 и 8 представлены поля распределения чисел Маха и модуля градиента плотности при интерференционном взаимодействии ударных волн IV типа.

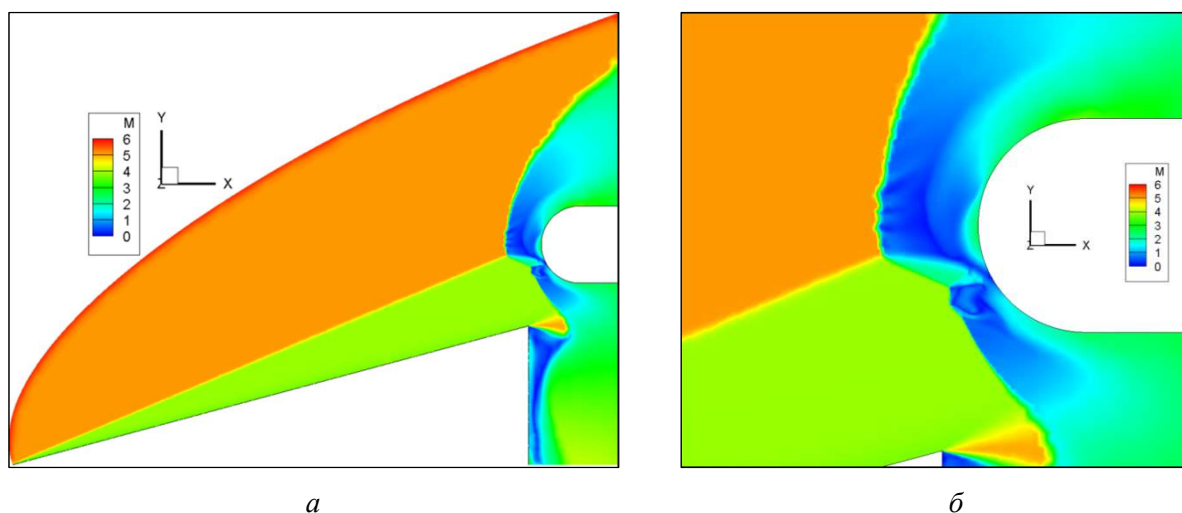


Рис. 7. Поле распределения чисел Маха при интерференционном взаимодействии ударных волн IV типа: а) общий вид течения в расчетной области; б) увеличенное изображение зоны интерференционного взаимодействия

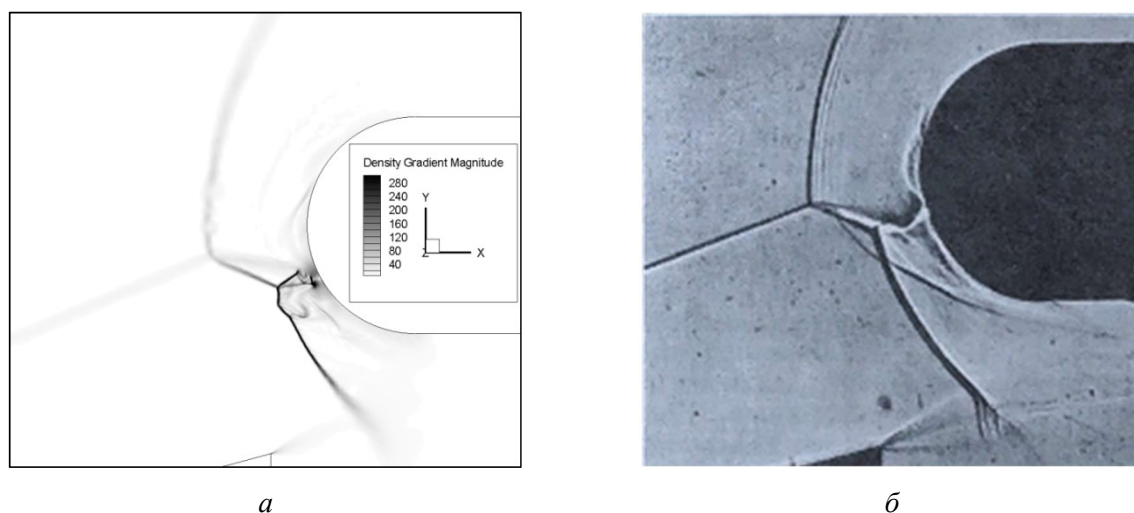


Рис. 8. Сравнение результатов численного моделирования с экспериментом: а) поле распределения градиента плотности; б) теневое изображение ударно-волнового взаимодействия из [1]

Построение полей распределения модуля градиента плотности выполнялось в Tecplot 360 с использованием формулы

$$\|\nabla \rho\| = \sqrt{\rho_x^2 + \rho_y^2 + \rho_z^2} \text{ [г/см}^4\text{]}$$

На рис. 9 представлено сравнение картины интерференции IV типа, полученной в результате численного моделирования, с теоретическими схемами разных авторов.

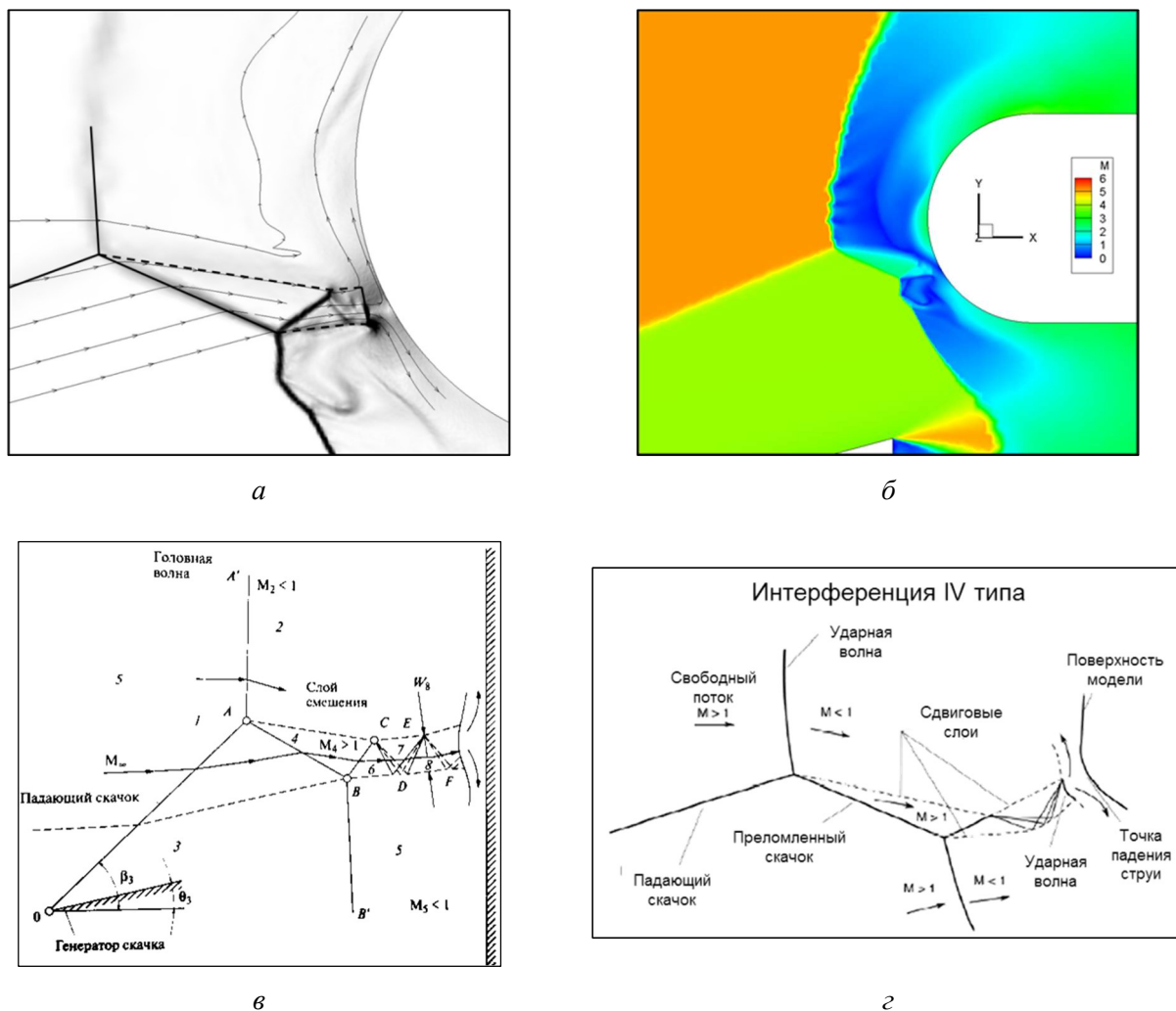


Рис. 9. Сравнение картины интерференции IV типа с теоретическими схемами: а) градиент плотности и линии тока; б) поле распределения чисел Маха; в) схема интерференции IV типа из работы [1]; г) схема интерференции IV типа из работы [32]

Анализ изображений, приведенных на рис. 9, позволяет сделать однозначный вывод об успешном моделировании интерференционного взаимодействия IV типа. На рис. 9, а показаны линии тока, демонстрирующие преломление потока при прохождении через поверхности разрыва, а также выделены ключевые элементы ударно-волнового взаимодействия, соответствующие теоретическим схемам: падающий скачок, головная ударная волна, преломленный скачок, слой смещения, косые скачки и зона растекания. Значения чисел Маха в различных областях интерференционной картины приведены на рис. 9, б и в полной мере соответствуют рис. 9, в и 9, г.

На рис. 10 представлено сравнение значений рассчитанного теплового потока на цилиндрической поверхности и экспериментальных данных. По результатам эксперимента установлено, что при интерференционном взаимодействии IV типа имеют место два локальных максимума теплового потока (при $\varphi = -16.44^\circ$ $q_m/q_0 = 8.67$, при $\varphi = 36.3^\circ$ $q_m/q_0 = 0.98$), меньший из которых обусловлен формированием бочкообразной структуры ударных волн с последовательным расширением и сжатием газа [1]. В результате моделирования получено

соответствующее экспериментальным данным положение экстремумов, при этом отклонение рассчитанного значения теплового потока в точке падения струи ($q_m/q_0 = 8.89$) составляет менее 3 %, а его углового положения ($\varphi = -16.28^\circ$) – порядка 1 %.

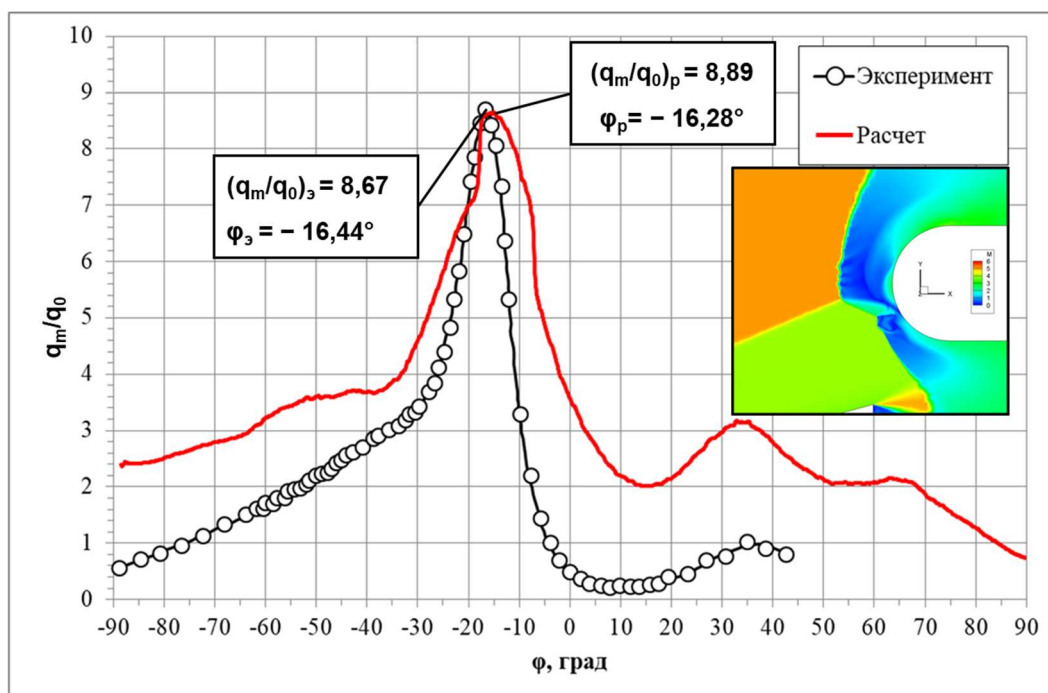


Рис. 10. Распределение теплового потока по поверхности цилиндрического притупления пластины при интерференционном взаимодействии IV типа (источник экспериментальных данных – [1])

Поскольку численное моделирование выполняется с использованием метода установления, можно предположить приближение значений минимума и второго максимума к экспериментальным при увеличении числа итераций, однако с практической точки зрения это не представляется целесообразным.

На рис. 11 представлено сравнение картины интерференции III типа, полученной в результате численного моделирования, с теоретическими схемами.

На рис. 11, а продемонстрировано наличие таких ключевых элементов ударно-волнового взаимодействия, как падающий скачок, головная ударная волна, преломленный скачок и слой смещения, который, однако, в явном виде не присоединен к поверхности цилиндрического притупления пластины, и вторая тройная точка не определена. Тем не менее, линия тока падает перпендикулярно поверхности, а распределение теплового потока (рис. 12) соответствует экспериментальным данным: отклонение максимального значения составляет около 2 % (экспериментальные данные – $q_m/q_0 = 4.99$, расчетные данные – $q_m/q_0 = 5.09$), а его углового положения – менее 2.5 % (экспериментальные данные – $\varphi = -54.27^\circ$, расчетные данные – $\varphi = -52.92^\circ$).

При анализе промежуточных результатов численного моделирования построена кривая зависимости отклонения максимального значения теплового потока на поверхности цилиндрической кромки при интерференционном взаимодействии IV типа, представленная на рис. 13. Анализ показывает, что с практической точки зрения на этапе проектирования высокоскоростных летательных аппаратов построение расчетных областей с количеством конечных элементов более $8 \div 9$ млн при использовании компьютерного кода, применяемого в данной работе, нецелесообразно ввиду повышения временных и вычислительных затрат при погрешности в пределах 5 %.

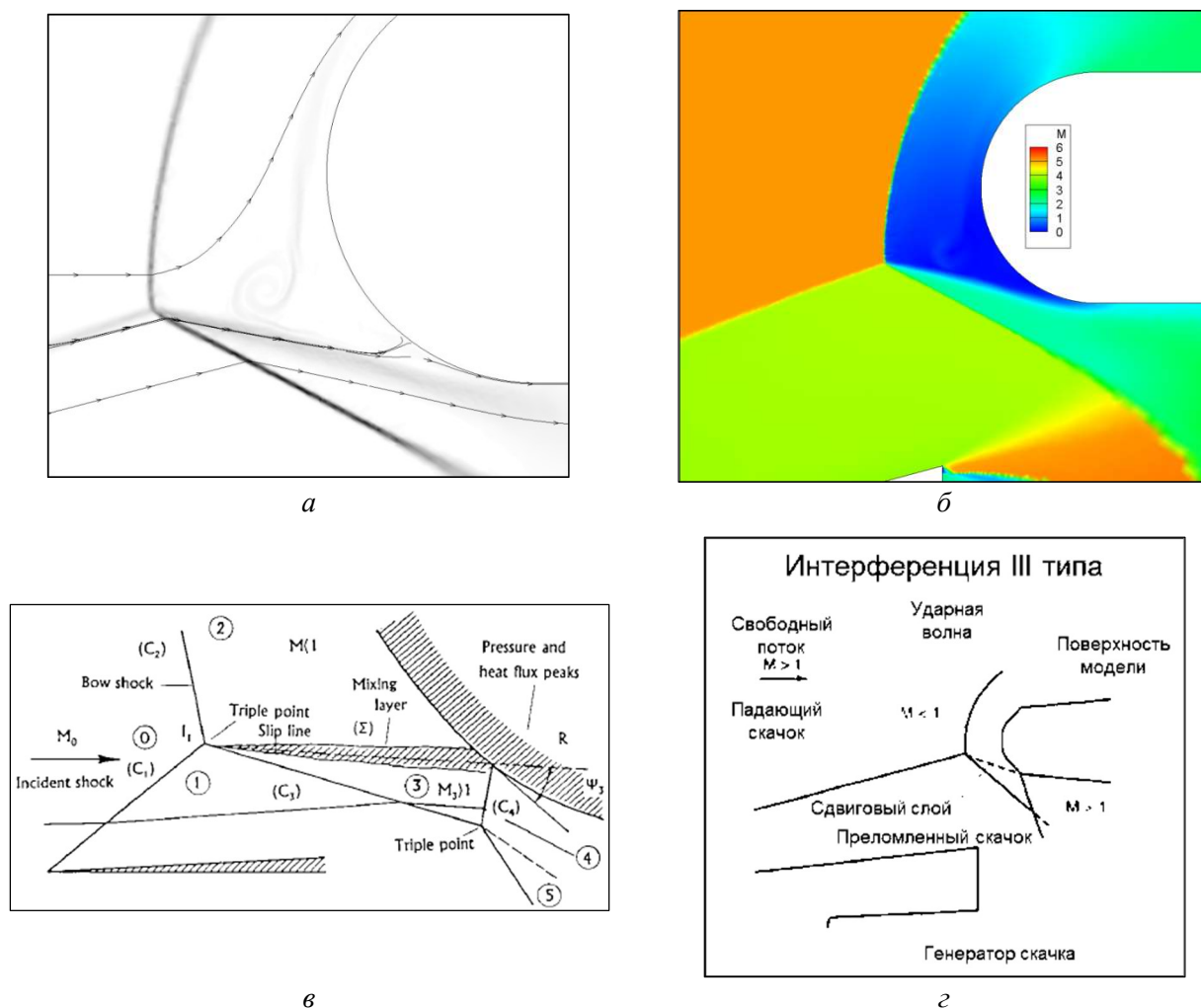


Рис. 11. Сравнение картины интерференции III типа с теорией: а) градиент плотности и линии тока; б) поле распределения чисел Маха; в) схема интерференции III типа из работы [43]; з) схема интерференции III типа из работы [32]

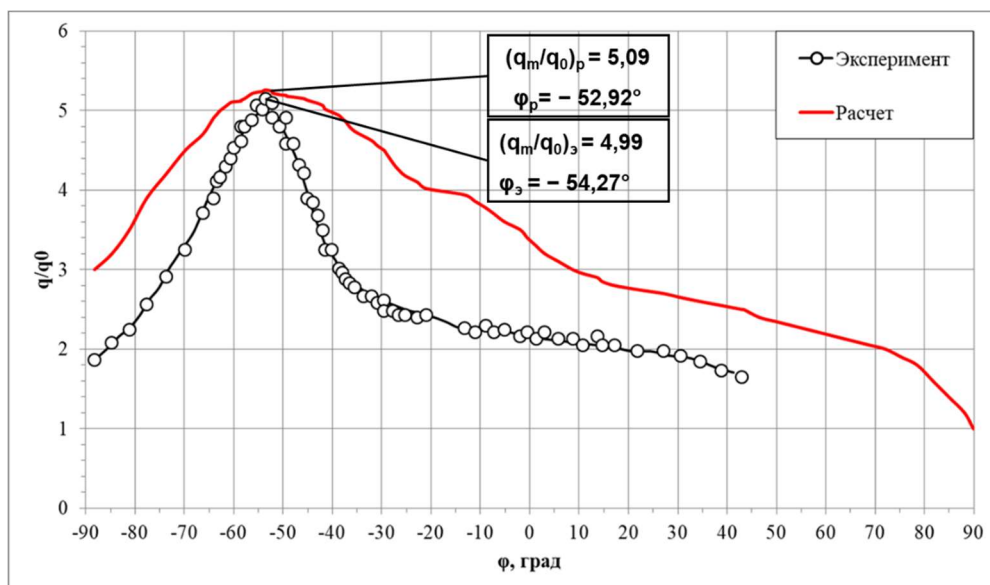


Рис. 12. Распределение теплового потока по поверхности цилиндрического притупления пластины при интерференционном взаимодействии III типа (источник экспериментальных данных – [1])

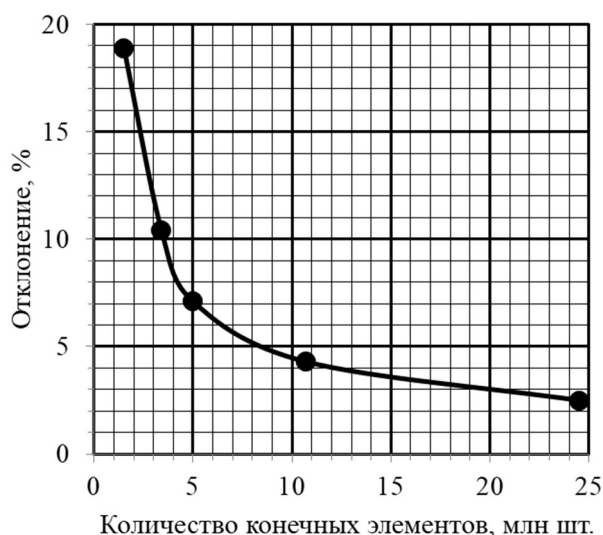


Рис. 13. Зависимость отклонения от экспериментальных данных максимального значения величины относительного теплового потока при интерференционном взаимодействии IV типа от плотности сгущения расчетной сетки (характерного размера конечных элементов)

6. Управление газовым потоком

Для решения проблемы повышения теплового потока в случае интерференции типа IV выполняются исследования по применению различных методов управления ударным взаимодействием. Вычислительное исследование Д. Гайтонды [62] направлено на исследование нескольких электромагнитных конфигураций при использовании магнитогазодинамических (МГД) методов. Наибольшее положительное влияние на управление набегающим потоком со скоростью 8 М, согласно результатам исследования, оказывает магнитное поле мощностью порядка 7 Тл, обеспечивающее преобразование интерференционного взаимодействия типа IV в тип III за счет перемещения точки пересечения падающего скачка уплотнения и отошедшей ударной волны, а также снижение теплового потока на 20 %. В работе Р. Кандалы [63] численно исследовался эффект лазерно-индуцированного энерговыделения для взаимодействия типа IV в потоке со скоростью 3.45 М. Исследовались различные положения фокуса лазерного импульса с энергией 160 мДж перед точкой встречи волн. Возникшая в результате высокотемпературная область оказала влияние на локальное число Маха и деформировала падающий скачок уплотнения, что привело к временному увеличению давления и теплового потока (на 10% и 20% соответственно). Указанные возмущения привели к деформации головной ударной волны и изменениям картины интерференционного взаимодействия, что привело к уменьшению давления и теплового потока.

Сравнительно простым способом управления газовым потоком является впрыск газа (жидкости) в область перед кромкой. В работе Р. Новака [64] было проведено экспериментальное исследование по влиянию транспирационного охлаждения на уменьшение нагрева поверхности от ударной волны. Газообразный гелий впрыскивался на большей части поверхности полусферы со скоростью 12 М. Максимальные значения теплового потока были снижены на 8 % при массовом отношении 0.31 впрыскиваемого газа к набегающему потоку. Площадь, использованная для расчета массового потока набегающего газа, равна площади транспирации, спроецированной на плоскость, нормальную к осевой линии модели. Р. Новак предположил, что для большей эффективности впрыск газа следует производить локально в область ударного взаимодействия. Как показывают исследования, эта область располагается на 20° ниже осевой линии передней кромки [35, 64]. Однако для взаимодействия типа IV точное местоположение зависит от числа Маха, числа Рейнольдса, состава газа и многих других параметров.

Исследования по влиянию инъекции газа (жидкости) в набегающий поток проводились и при отсутствии внешнего ударного воздействия [65–72]. Анализ результатов исследований показывает, что впрыск газа (жидкости) может значительно снизить нагрев [65–67] и аэродинамическое сопротивление [68–70]. Исследования по изучению структуры течения струи без внешнего ударного воздействия [71, 72] показывают, что могут быть достигнуты большие ударные перемещения. Д. Бушнелл и Дж. Хаффман в работе [71] изучили влияние направленной вперед струи воды и жидкого азота на снижение затухания радиосигнала во время высокоскоростного полета на скоростях 8 и 19.5 М. Они обнаружили, что вода оказывает наибольшее влияние на наклонную ударную волну.

Численное исследование влияния впрыска газа по направлению к набегающему потоку для управления интерференционным взаимодействием типа IV было выполнено Р. Прабхом в работе [73], в которой моделировалось интерференционное взаимодействие потока со скоростью 8 М, в котором генерировался косой скачок уплотнения, и цилиндрической поверхностью в двумерной постановке. Изучалось взаимодействие как с моделированием впрыска газа со скоростью 3 М, так и без него. В исследовании в качестве набегающего и впрыскиваемого газа был использован воздух в постановке идеального газа с постоянным коэффициентом удельной теплоемкости 1.4. Массовое отношение впрыскиваемого газа к набегающему потоку составляло 0.337 (коэффициент импульса 0.253). Газовая струя инжектировалась в поток как на центральной линии передней кромки (0°) так и напротив сверхзвуковой струи, возникающей при интерференционном взаимодействии типа IV (-20°). Анализ результатов вычислений показал, что при обоих вариантах расположения поверхности инъекции наибольшее значение теплового потока снижается на 30 %.

В работе [32] представлено экспериментальное исследование, проведенное с целью качественного определения эффективности впрыска газа для защиты передней кромки воздухозаборника от больших аэротермодинамических нагрузок, возникающих в результате ударных взаимодействий III и IV типов. Модель, использованная для исследования, была спроектирована и изготовлена в рамках проекта X-30 National Aero-Space Plane (NASP). Модель представляла собой кромку воздухозаборника с четырьмя рядами газоструйных сопел. Модель была испытана при номинальном числе Маха набегающего потока, равном 6. Газообразный азот впрыскивался на сверхзвуковой скорости через передние сопла при различных соотношениях массовых потоков и при наклоне модели под углами 0° и -20° относительно набегающего потока. Испытания проводились как с впрыском газа, так и без него. Во время испытаний генератор скачка уплотнения обеспечивал создание ударных взаимодействий типов III и IV. Поскольку одной из основных целей исследования было создание прототипа передней кромки, которая приблизительно соответствовала бы расчетному радиусу (~ 0.1 дюйма) передней кромки воздухозаборника NASP, размещение на модели приборов для измерения поверхностного давления и теплового потока было невозможно. Таким образом, в ходе исследования были получены качественные данные в виде шпирен-изображений ударно-волнового взаимодействия для оценки эффективности впрыска газовых струй в случае интерференции типов III и IV.

Другие способы управления газовым потоком исследованы в работе [74].

7. Заключение

Выполнено численное моделирование плоского скачка, для которого отклонения по числу Маха и углу падения ударной волны составили менее 3 % и менее 1.5 % соответственно по сравнению с результатами, приведенными в работе [1].

Выполнено численное моделирование интерференционного взаимодействия ударных волн и решена задача по определению параметров экстремального нагрева ключевых элементов конструкции высокоскоростных летательных аппаратов сложной формы. В ходе валидации результатов расчетов и используемого компьютерного кода отклонение от максимальных

значений, полученных в ходе эксперимента, составило менее 3 %. Поскольку проведенное исследование выполнялось в интересах использования расчетного кода на практике в условиях проведения систематических «инженерных» расчетов, требующих оперативной оценки значений теплового потока в условиях итерационного процесса проектирования с возможным изменением геометрии, выполнялась оценка характера распределения по поверхности, а анализ отклонений в прочих зонах не проводился.

Немаловажно отметить, что применение неструктурированной тетраэдральной расчетной сетки приводит к увеличению времени расчета, однако позволяет использовать унифицированные расчетные модели и в дальнейшем, с переходом на расчетные сетки порядка 10^8 конечных элементов (с сохранением характерного размера тетраэдра), к возможности расчета параметров интерференционного взаимодействия не на упрощенных моделях типа «генератор скачка – лобовая поверхность», а на «цифровых двойниках» высокоскоростных летательных аппаратов.

Обзор экспериментальных работ, приведенный в разделе 5, представляет немалый интерес для численного моделирования процессов управления газовым потоком в условиях интерференционного взаимодействия ударных волн, что является перспективным направлением для дальнейших исследований.

Литература

1. Боровой В.Я., Егоров И.В., Мошаров В.Е., Скуратов А.С., Радченко В.Н. Экстремальный нагрев тел в гиперзвуковом потоке: Газодинамические явления и их характеристики. М.: Наука, 2018. 390 с.
2. Ferry A. Experimental results with airfoils tested in the high-speed tunnel at Guidonia // NACA TM-946, July 1940.
3. Chapman D.R. An analysis of base pressure at supersonic velocities and comparison with experiment // NACA-TR-1051, January 1951.
4. Gadd G.E. Interactions between wholly laminar or wholly turbulent boundary layers and shock waves strong enough to cause separation // J. Aero. Sci. 1953. Vol. 20, No. 11. Pp. 239–255. DOI:10.2514/8.2826
5. Bogdanoff S.M., Kepler C.E. Separation of a supersonic turbulent boundary layer // J. Aero. Sci. June 1955. Vol., No. 6. Pp. 414–430.
6. Chapman D.R., Kuehn D.M., Larson H.K. Investigation of separated flows in supersonic and subsonic streams with emphasis on the effect of transition // NACA Rep. 1958. No. 1356. 40 p.
7. Erdos J., Pallone A. Shock-boundary layer interaction and flow separation // Proc. Of the Heat Transfer and Fluid Mech. Institute. 1962.
8. Nash J.F. An analysis of two-dimensional base flow including the effect of the approaching boundary layer // ARC RM. 1963. No. 3344. 39 p.
9. Bushnell D.M., Weinstein L.M. Correlation of peak heating for reattachment of separation flows // J. Spacecraft. 1968. Vol. 5, No. 9.
10. Чжен П. Отрывные течения. М.: Мир, 1972. 916 с.
11. Holden S.M. Boundary layer displacement and leading edge bluntness effects on attached and separated laminar boundary layers in compression corner. Part II: experimental study // AIAA Journal. 1971. No. 1. Pp. 84–93.
12. Coleman G.T., Stollery J.L. Heat transfer from hypersonic turbulent flow at wedge compression corner // Journal of Fluid Mechanic. 1972. Vol. 56, No. 4. Pp. 741–752.
13. Knight D., Yan H., Panaras A.G., Zheltovodov A. Advances in CFD prediction of shock wave turbulent boundary layer interactions // Progr. in Aerospace Sci. 2003. Vol. 39, No. 2–3. Pp. 121–184.
14. Cheng H.K., Hall J.G., Golian T.C., Hertzberg A. Boundary-layer displacement and leading-edge bluntness effects in high-temperature hypersonic flow // J. Aerospace Sci. 1961. Vol. 28, No. 5. Pp. 353–381.

15. Тетерин М.П. Исследование течения газа в области падения скачка уплотнения на цилиндр, обтекаемый потоком большой сверхзвуковой скорости // Изв. АН СССР. МЖГ. 1967. № 2. С. 143–147.
16. Тетерин М.П. Исследование течения газа и теплопередачи в области падения скачка уплотнения на цилиндр, обтекаемый потоком большой сверхзвуковой скорости // Изв. АН СССР. МЖГ. 1967. № 3. С. 92–97.
17. Войтенко Д.М., Зубков А.И., Панов Ю.А. Обтекание цилиндрического препятствия на пластине сверхзвуковым потоком газа // Изв. АН СССР. МЖГ. 1966. № 1. С. 121–125.
18. Войтенко Д.М., Зубков А.И., Панов Ю.А. Обтекание наклонного препятствия сверхзвуковым потоком // Изв. АН СССР. МЖГ. 1969. № 6. С. 149–153.
19. Авдудевский В.С., Медведев К.И. Физические особенности течения в трехмерных отрывных зонах // Тепло-массоперенос. Т. 1. М.: Изд-во «Энергия», 1968. С. 140–147.
20. Edney B. The effects of shock impingement on the heat transfer around blunt bodies at M equal 4.6 and 7 // 2nd Aerodynamic Testing Conference. 1966.
21. Edney B. Anomalous heat transfer and pressure distributions on blunt bodies at hypersonic speeds in the presence of an impinging shock // Aeron. Res. Institute of Sweden. 1968. Report № 115. 93 p.
22. Edney B. Effects of shock impingement on the heat transfer around blunt bodies // AIAA J. 1968. Vol. 6, No. 1. Pp. 15–21.
23. Hains F.D., Keyes J.W. Shock interference heating in hypersonic flows // AIAA J. 1973. Vol. 10, No. 11. Pp. 1441–1447.
24. Keyes J.W., Hains F.D. Analytical and experimental studies of shock interference heating in hypersonic flows // NASA TN D-1739. 1973. 137 p.
25. Wieting A.R., Holden M.S. Experimental shock-wave interference heating on a cylinder at Mach 6 and 8 // AIAA J. 1989. Vol. 27, No. 11. Pp. 1557–1565.
26. Holden M., Kolly J. Measurements of heating in regions of shock/shock interaction in hypersonic flow // AIAA. Paper 95-0640. Jan. 1995.
27. Росляков Г.С., Старых А.Л., Усков В.Н. Интерференция стационарных скачков уплотнения одного направления // Изв. АН СССР. МЖГ. 1987. №4. С. 143–152.
28. Шманенкова Г.А. О взаимодействии внешнего скачка уплотнения с затупленным телом в гиперзвуковом потоке // Изв. АН СССР. МЖГ. 1976. № 1. С. 97–103.
29. Землянский Б.А., Лесин А.Б., Лунев В.В., Шманенкова Г.А. Об интерференции косых скачков уплотнения одного семейства в гиперзвуковом потоке // Изв. АН СССР. МЖГ. 1982. № 5. С. 134–138.
30. Borovoy V. Ya., Chinilov A. Yu., Gusev V.N., Struminskaya I.V., Delery J., Chanetz B. Interference between a cylindrical bow shock and a plane oblique shock // AIAA Journal. 1997. Vol. 35, No. 11. Pp. 1721–1728.
31. Боровой В.Я., Струминская И.В. Теплообмен на цилиндре, обтекаемом гиперзвуковым потоком, в зоне падения скачка уплотнения // Изв. АН СССР. МЖГ. 1991. № 3. С. 117–123.
32. Albertson C.W., Venkat V.S. Shock interaction control for scramjet cowl leading edges // AIAA 2005-3289, January 2005.
33. Glass C.E. Computer Program to Solve Two-Dimensional Shock-Wave Interference Problems with an Equilibrium Chemically Reacting air Model // NASA-TM-4187, August 1990.
34. Wieting A.R., Holden M.S. Experimental Study of Shock Wave Interference Heating on a Cylindrical Leading Edge at Mach 6 and 8 // AIAA Paper 87-1511, June 1987.
35. Holden M.S., Wieting A.R., Moselle J.R., Glass C.E. Studies of Aerothermal Loads Generated in Regions of Shock/Shock Interaction in Hypersonic Flow // AIAA Paper 88-0477, January 1988.
36. Wieting A.R. Multiple Shock/Shock Interference on a Cylindrical Leading Edge // AIAA Paper 91-1800, June 1991.

37. Keyes J.W., Hains F.D. Analytical and Experimental Studies of Shock Interference Heating in Hypersonic Flow // NASA-TN-D-7139, May 1973.
38. Thornton E.A., Pramote E. A Taylor Galerkin Finite Element Algorithm for Transient Nonlinear Thermal-Structural Analysis // AIAA Paper 86-0911, 1986.
39. Glass C.E., Holden M.S., Wieting, A.R. Effect of Leading Edge Sweep on Shock/Shock Interference at Mach 8 // AIAA Paper 89-0271, January 1989.
40. Котов М.А., Крюков И.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Обтекание моделей гиперзвуковых летательных аппаратов и простых геометрических форм в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. Т. 57, вып. 9.
41. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Обтекание сферических и конических объектов в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т. 15, вып. 1.
<http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2014-15-1/articles/107/>
42. Котов М.А., Крюков И.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Обтекание цилиндра с клином в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2015. Т.16, вып. 4. <http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2015-16-4/articles/561/>
43. Боровой В.Я., Скуратов А.С., Струминская И.В. О существовании «пороговой» величины затупления пластины при интерференции косого скачка уплотнения с пограничным и энтропийным слоями // Механика жидкости и газа. 2008. Т. 43, вып. 3. С. 41–52.
44. Боровой В.Я., Егоров И.В., Скуратов А.С., Струминская И.В. Взаимодействие косого скачка уплотнения с пограничным и высокоэнтропийным слоями плоской пластины // Механика жидкости и газа. 2005, вып. 6. С. 89–108.
45. Котов М.А., Крюков И.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Расчетно-экспериментальное исследование структуры гиперзвукового потока в плоском канале сложной конфигурации // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2015. Т. 100, вып. 1.
46. Суржиков С.Т. Численное моделирование ударно-волнового взаимодействия с ламинарным пограничным слоем при гиперзвуковом обтекании моделей с изломом образующей // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. Т. 20, вып. 4.
<http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2019-20-4/articles/892/>
47. Яцухно Д.С. Численные аспекты моделирования маховского отражения при нестационарном обтекании угла сжатия // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2025. Т. 26, вып. 8.
<http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2025-26-8/articles/1238/>
48. Суржиков С.Т. Численная интерпретация экспериментальных данных по аэродинамике модели НВ-2 с использованием компьютерных кодов USTFEN и PERAT-3D // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2020. Т. 21, вып. 1. <http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2020-21-1/articles/900/>
49. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Применение метода расщепления по физическим процессам для расчета гиперзвукового обтекания пространственной модели летательного аппарата сложной формы. // ТВТ. 2013. Т. 51, вып. 6. С. 897–911.
50. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Расчет гиперзвукового обтекания тел сложной формы на неструктурированных тетраэдральных сетках с использованием схемы AUSM // ТВТ. 2014. Т. 52, вып. 2. С. 283–293.
51. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. М.: Наука, 1982. 391 с.
52. Kim K.H., Kim C., Rho O.H. Methods for the Accurate Computations of Hypersonic Flows I. AUSMPW+ Scheme. // Journal of Computational Physics. 2001. Vol. 174, No. 1. Pp. 38–80. DOI: 10.1006/jcph.2001.6873
53. Liou M.S., Steffen C.J. A new flux splitting scheme // Journal of Computational physics. 1993. Vol. 107, No. 1. Pp. 23–39.

54. Сильвестров П.В. Определение аэродинамических характеристик перспективных летательных аппаратов с использованием комплекса авторских компьютерных кодов: диссертация ... кандидата физико-математических наук: 01.02.05 // Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук. Москва, 2021. 257 с.: ил.
55. Borovoy V.Ya., Chinilov A.Yu., Gusev V.N., Struminskaya I.V., Delery J., Chanetz B. Interference between a cylindrical bow shock and a plane oblique shock // *AIAA J.* 1997. Vol. 35, No. 11. Pp. 1721–1728. DOI:10.2514/2.41
56. Боровой В.Я., Бражко В.Н., Егоров И.В., Зайцев Е.Г., Скуратов А.С. Диагностика и численное моделирование течения в гиперзвуковых аэродинамических трубах импульсного действия // *Ученые записки ЦАГИ.* 2013. № 5.
57. Borovoy V., Mosharov V., Noev A., Radchenko V. Temperature sensitive paint application for investigation of boundary layer transition in short-duration wind tunnels // *EUCASS Proceedings Series – Advances in AeroSpace Sciences.* 2012. No. 3. Pp. 15–24.
58. Vaganov A., Noev A., Radchenko V., Skuratov A., Shustov A. Laminar-turbulent transition reversal on blunt ogive body of revolution at hypersonic speeds // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering.* 2020. Vol. 234, No. 1. Pp. 102–108.
59. Бирюков Э.С. Измерение параметров торможения в гиперзвуковом потоке // *Труды Всероссийской научно-технической конференции «Студенческая весна 2012: Машиностроительные технологии».* М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2012.
60. Fenster S.J. Stagnation-Point Heat Transfer for a New Binary Air Model Including Dissociation and Ionization // *AIAA J.* 1965. Vol. 3. No. 12. Pp. 2189–2196. DOI:10.2514/3.3345
61. Суржигов С.Т. Теплообмен и ионизация при неравновесном обтекании затупленной пластины гиперзвуковым потоком // *Изв. РАН. МЖГ.* 2021. № 6. С. 109–124.
62. Gaitonde D.V., Miller J.H. Numerical Exploration of Shock Interaction Control with Plasma-based Techniques // *AIAA Paper 2003-3483.* 2003.
63. Kandala R., Candler G.V. Numerical Studies of Laser-Induced Energy Deposition for Supersonic Flow Control // *AIAA Journal.* 2004. Vol. 42, No. 11. DOI:10.2514/1.6817
64. Nowak R.J., Holden M.S., Wieting A.R. Shock/Shock Interference on a Transpiration Cooled Hemispherical Model // *AIAA Paper 90-1643.* 1990.
65. Beckwith I.E., Bushnell D.M. Effect of Intermittent Water Injection on Aerodynamic Heating of a Sphere-Cone at Flight Velocities to 18,000 feet per second // *NASA TM X-1128.* 1965.
66. Nowak R.J. Gas-Jet and Tangent-Slot Film Cooling Tests of a 12.5 degree Cone at Mach Number 6.7 // *NASA TP 2786.* 1988.
67. Warren C.H. An Experimental Investigation of the Effect of Ejecting a Coolant Gas at the Nose of a Bluff Body // *J. Fluid Mech.* 1960. Vol. 8, No.3. Pp. 400–417.
68. Love E.S. The Effects of a Small Jet of Air Exhausting from the Nose of a Body of Revolution in a Supersonic Flow // *NACA-RM-L52I19a.* 1952.
69. Reding J.P., Jecman D.M. Drag Reduction via Hot Gas Injection // *Lockheed Missiles and Space Company, TM-81-11/337.* 1985.
70. Pamadi B.N. Forebody Drag Reduction // *AIAA Journal.* 1981. Vol. 19, No. 10. Pp. 1370–1372. <https://doi.org/10.2514/3.60070>
71. Bushnell D.M., Huffman J.K. Forward Penetration of Liquid Water and Liquid Nitrogen Injected from an Orifice at the Stagnation Point of a Hemispherically Blunted Body in Hypersonic Flow // *NASA TM X-1493.* 1968.
72. Romeo D.J., Sterrett J.R. Exploratory Investigation of the Effect of a Forward-Facing Jet on the Bow Shock of a Blunt Body in a Mach Number 6 Free Stream // *NASA TN D-1605.* 1963.
73. Prabhu R.K., Wieting A.R., Tharaja R.R. Computational Studies of a Fluid Spike as a Leading Edge Protection Device for Shock/Shock Interference Heating // *AIAA Paper 91-1734.* 1991.

74. Ишин Д.В. Использование электромагнитных актюаторов в аэродинамике // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2023. Т.24, вып. 6. <http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2023-24-6/articles/1077/>

References

1. Borovoy V. Ya., Egorov I. V., Mosharov V. E., Skuratov A. S., Radchenko V. N., *Extreme heating of bodies in a hypersonic flow: gas-dynamic phenomena and their characteristics*, Moscow, Nauka, 2018, 390 p. [in Russian].
2. Ferry A., Experimental results with airfoils tested in the high-speed tunnel at Guidonia, *NACA TM-946*, July 1940.
3. Chapman D.R., An analysis of base pressure at supersonic velocities and comparison with experiment, *NACA-TR-1051*, January 1951.
4. Gadd G.E., Interactions between wholly laminar or wholly turbulent boundary layers and shock waves strong enough to cause separation, *J. Aero. Sci.*, November 1953, vol. 20, no. 11, pp. 239–255. DOI:10.2514/8.2826
5. Bogdanoff S.M., Kepler C.E., Separation of a supersonic turbulent boundary layer, *J. Aero. Sci.*, June 1955, vol., no. 6, pp. 414–430.
6. Chapman D.R., Kuehn D.M., Larson H.K., Investigation of separated flows in supersonic and subsonic streams with emphasis on the effect of transition, *NACA Rep.*, 1958, no. 1356, 40 p.
7. Erdos J., Pallone A., Shock-boundary layer interaction and flow separation, *Proc. of the Heat Transfer and Fluid Mech. Institute*, 1962.
8. Nash J.F., An analysis of two-dimensional base flow including the effect of the approaching boundary layer, *ARC RM*, 1963, no. 3344, 39 p.
9. Bushnell D.M., Weinstein L.M., Correlation of peak heating for reattachment of separation flows, *J. Spacecraft*, 1968, vol. 5, no. 9.
10. Chang P.K., *Separation of flow*, Moscow, Mir, 1972, 916 p. [in Russian].
11. Holden S.M., Boundary layer displacement and leading edge bluntness effects on attached and separated laminar boundary layers in compression corner. Part II: experimental study, *AIAA Journal*, 1971, no. 1, pp. 84–93.
12. Coleman G.T., Stollery J.L., Heat transfer from hypersonic turbulent flow at wedge compression corner, *Journal of Fluid Mechanics*, 1972, vol. 56, no. 4, pp. 741–752.
13. Knight D., Yan H., Panaras A.G., Zheltovodov A., Advances in CFD prediction of shock wave turbulent boundary layer interactions, *Progr. in Aerospace Sci.*, 2003, vol. 39, no. 2–3, pp. 121–184.
14. Cheng H.K., Hall J.G., Golian T.C., Hertzberg A., Boundary-layer displacement and leading-edge bluntness effects in high-temperature hypersonic flow, *J. Aerospace Sci.*, 1961, vol. 28, no. 5, pp. 353–381.
15. Teterin M.P., Study of gas flow in region of incidence of a shock on a cylinder in high supersonic flow, *Fluid Dyn.*, 1967, vol. 2, no. 2, pp. 98–100.
16. Teterin M.P., Study of gas flow and heat transfer in region of incidence of a compression shock on a cylinder in a high supersonic stream, *Fluid Dyn.*, 1967, vol. 2, no. 3, pp. 56–59.
17. Vojtenko D.M., Zubkov A.I., Panov Yu.A., Supersonic gas flow past a cylindrical obstacle on a plate, *Fluid Dyn.*, 1966, vol. 1, no. 1, pp. 84–88.
18. Vojtenko D.M., Zubkov A.I., Panov Yu.A., Supersonic flow past an inclined obstacle, *Fluid Dyn.*, 1969, vol. 4, no. 6, pp. 99–103.
19. Avduevskij V.S., Medvedev K.I., Physical features of flow in tree-dimensional separation zones, *Izdatelstvo "Energiya"*, 1968, pp. 140–147.
20. Edney B., The effects of shock impingement on the heat transfer around blunt bodies at M equal 4.6 and 7, *2nd Aerodynamic Testing Conference*, 1966.

21. Edney B., Anomalous heat transfer and pressure distributions on blunt bodies at hypersonic speeds in the presence of an impinging shock, *Aeron. Res. Institute of Sweden*, 1968, Report № 115, 93 p.
22. Edney B., Effects of shock impingement on the heat transfer around blunt bodies, *AIAA Journal*, 1968, vol. 6, no. 1, pp. 15–21.
23. Hains F.D., Keyes J.W., Shock interference heating in hypersonic flows, *AIAA Journal*, 1973, vol. 10, no. 11, pp. 1441–1447.
24. Keyes J.W., Hains F.D., Analytical and experimental studies of shock interference heating in hypersonic flows, *NASA TN D-1739*, 1973, 137 p.
25. Wieting A.R., Holden M.S., Experimental shock-wave interference heating on a cylinder at Mach 6 and 8, *AIAA Journal*, 1989, vol. 27, no. 11, pp. 1557–1565.
26. Holden M., Kolly J., Measurements of heating in regions of shock/shock interaction in hypersonic flow, *AIAA Paper 95-0640*, January 1995.
27. Roslyakov G.S., Starykh A.L., Uskov V.N., Interference of steady shock waves traveling in the same direction, *Fluid Dyn.*, 1987, vol. 22, no. 4, pp. 614–622.
28. Shmanenkova G.A., Interaction between an external compression shock and a blunt body in a hypersonic stream, *Fluid Dyn.*, 1976, vol. 11, no. 1, pp. 84–89.
29. Zemlyanskij B.A., Lesin A.B., Lunev V.V., Shmanenkova G.A., Interference of oblique shock waves of one family in a hypersonic flow, *Fluid Dyn.*, 1982, vol. 17, no. 5, pp. 764–768.
30. Borovoy V.Ya., Chinilov A.Yu., Gusev V.N., Struminskaya I.V., Delery J., Chanetz B., Interference between a cylindrical bow shock and a plane oblique shock, *AIAA Journal*, 1997, vol. 35, no. 11, pp. 1721–1728.
31. Borovoy V. Ya., Struminskaya I.V., Heat transfer in the shock impingement zone around a cylinder in a hypersonic flow, *Fluid Dyn.*, 1991, vol. 26, no. 3, pp. 415–420.
32. Albertson C.W., Venkat V.S., Shock interaction control for scramjet cowl leading edges, *AIAA Paper 2005-3289*, January 2005.
33. Glass C.E., Computer Program to Solve Two-Dimensional Shock-Wave Interference Problems with an Equilibrium Chemically Reacting air Model, *NASA-TM-4187*, August 1990.
34. Wieting A.R., Holden M.S., Experimental Study of Shock Wave Interference Heating on a Cylindrical Leading Edge at Mach 6 and 8, *AIAA Paper 87-1511*, June 1987.
35. Holden M.S., Wieting A.R., Moselle J.R., Glass C.E., Studies of Aerothermal Loads Generated in Regions of Shock/Shock Interaction in Hypersonic Flow, *AIAA Paper 88-0477*, January 1988.
36. Wieting A.R., Multiple Shock/Shock Interference on a Cylindrical Leading Edge, *AIAA Paper 91-1800*, June 1991.
37. Keyes J.W., Hains F.D., Analytical and Experimental Studies of Shock Interference Heating in Hypersonic Flow, *NASA-TN-D-7139*, May 1973.
38. Thornton E.A., Pramote E., A Taylor-Galerkin Finite Element Algorithm for Transient Nonlinear Thermal-Structural Analysis, *AIAA Paper 86-0911*, 1986.
39. Glass C.E., Holden M.S., Wieting, A.R., Effect of Leading Edge Sweep on Shock/Shock Interference at Mach 8, *AIAA Paper 89-0271*, January 1989.
40. Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T., Flow around hypersonic aircraft models and simple geometries in a hypersonic shock tunnel, *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, vol. 57, no. 9 [in Russian].
41. Kotov M.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T., Flows of spherical and conical models in the hypersonic shock aerodynamic tube, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2014, vol. 15, no. 1 [in Russian]. <http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2014-15-1/articles/107/>
42. Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T., Flows of cylinder with wedge in the hypersonic shock aerodynamic tube, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2015, vol. 16, no. 4 [in Russian]. <http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2015-16-4/articles/561/>

43. Borovoy V.Y., Skuratov, A.S., Struminskaya, I.V., On the existence of a threshold value of the plate bluntness in the interference of an oblique shock with boundary and entropy layers, *Fluid Dyn.*, 2008, vol. 43, no. 3, pp. 369–379. <https://doi.org/10.1134/S0015462808030058>
44. Borovoi V.Y., Egorov I.V., Skuratov A.S., Struminskaya, I.V., Interaction between an Inclined Shock and Boundary and High-Entropy Layers on a Flat Plate, *Fluid Dyn.*, 2005, vol. 40, no. 6, pp. 911–928. <https://doi.org/10.1007/s10697-006-0007-1>
45. Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T., Numerical and experimental investigation of the hypersonic flow structure in a complex flat duct, *Herald of the BMSTU. Series Mechanical Engineering*, 2015, vol. 100, no. 1 [in Russian].
46. Surzhikov S.T., Numerical Simulation of Shock-Wave Interaction with a Laminar Boundary Layer in a Hypersonic Flow around Models with a Kink in the Generatrix, *Fluid Dyn.*, 2022, vol. 57, no. 4, pp. 97–116. DOI:10.1134/S001546282260122X
47. Yatsukhno D.S., Numerical aspects of Mach reflection simulation for the unsteady flow over a compression ramp, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2025, vol. 26, no. 8 [in Russian]. <http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2025-26-8/articles/1238/>
48. Surzhikov S.T., Numerical interpretation of experimental data on aerodynamics of the HB-2 model using computer codes USTFEN and PERAT-3D, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2020, vol. 21, no. 1 [in Russian]. <http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2020-21-1/articles/900/>
49. Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T., Application of the method of splitting by physical precosses for the computation of a hypersonic flow over an aircraft model of complex configuration, *High temperature*, 2013, vol. 51, no. 6, pp. 816–829.
50. Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T., Calculation of a hypersonic flow over bodies of complex configuration on unstructured tetrahedral meshes using the AUSM scheme, *High temperature*, 2014, vol. 52, no. 2, pp. 271–281.
51. Belotserkovskij O.M., Davydov Yu.M., *Method of large particles in gas dynamics*, Moscow, Nauka, 1982. 391 p.
52. Kim K.H., Kim C., Rho O.H., Methods for the Accurate Computations of Hypersonic Flows I. AUSMPW + Scheme, *Journal of Computational Physics*, 2001, vol. 174, no. 1, pp. 38–80. DOI: 10.1006/jcph.2001.6873
53. Liou M.S., Steffen C.J., A new flux splitting scheme, *Journal of Computational Physics*, 1993, vol. 107, no. 1, pp. 23–39. DOI:10.1006/JCPH.1993.1122
54. Silvestrov P.V., Determination of the aerodynamic characteristics of advanced aircraft using a set of proprietary computer codes, Cand. phys.-math. sci. diss., Moscow, IPMech RAS, 2021, 257 p. [in Russian].
55. Borovoy V.Ya., Chinilov A.Yu., Gusev V.N., Struminskaya I.V., Delery J., Chanetz B., Interference between a cylindrical bow shock and a plane oblique shock, *AIAA Journal*, 1997, vol. 35, no. 11, pp. 1721–1728. DOI:10.2514/2.41
56. Borovoi V.Y., Brazhko V.N., Egorov I.V., Zajtsev E.G., Skuratov A.S., Diagnostics and numerical modeling of flows in hypersonic pulsed aerodynamic tube, *Uchenye zapiski TsAGI*, 2013, no. 5 [in Russian].
57. Borovoy V., Mosharov V., Noev A., Radchenko V., Temperature sensitive paint application for investigation of boundary layer transition in short-duration wind tunnels, *EUCASS Proceedings Series – Advances in AeroSpace Sciences*, 2012, no. 3, pp. 15–24.
58. Vaganov A., Noev A., Radchenko V., Skuratov A., Shustov A., Laminar-turbulent transition reversal on blunt ogive body of revolution at hypersonic speeds, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2020, vol. 234, no. 1, pp. 102–108.
59. Biryukov E.S., Measurement of bracking parameters in hypersonic flow, *Trudy Vserossijskoi nauchno-tekhnicheskoi konferencii “Studencheskaya vesna 2012: Mashinostroitelnye tekhnologii”*, Moscow, Bauman Moscow State Technical University, 2012 [in Russian].

60. Fenster S.J., Stagnation-Point Heat Transfer for a New Binary Air Model Including Dissociation and Ionization, *AIAA Journal*, 1965, vol. 3, no. 12, pp. 2189–2196. DOI:10.2514/3.3345
61. Surzhikov S.T., Heat transfer and ionization in non-equilibrium hypersonic flow past a blunt plate, *Fluid Dyn.*, 2021, vol. 56, no. 6, pp. 870–885.
62. Gaitonde D.V., Miller J.H., Numerical Exploration of Shock Interaction Control with Plasma-based Techniques, AIAA Paper 2003-3483, 2003.
63. Kandala R., Candler G.V., Numerical Studies of Laser-Induced Energy Deposition for Supersonic Flow Control, *AIAA Journal*, 2004, vol. 42, no. 11. DOI:10.2514/1.6817
64. Nowak R.J., Holden M.S., Wieting A.R., Shock/Shock Interference on a Transpiration Cooled Hemispherical Model, AIAA Paper 90-1643, 1990.
65. Beckwith I.E., Bushnell D.M., Effect of Intermittent Water Injection on Aerodynamic Heating of a Sphere-Cone at Flight Velocities to 18,000 feet per second, *NASA TM X-1128*, 1965.
66. Nowak R.J., Gas-Jet and Tangent-Slot Film Cooling Tests of a 12.5 degree Cone at Mach Number 6.7, *NASA TP 2786*, 1988.
67. Warren C.H., An Experimental Investigation of the Effect of Ejecting a Coolant Gas at the Nose of a Bluff Body, *J. Fluid Mech.*, 1960, vol. 8, no. 3, pp. 400–417.
68. Love E.S., The Effects of a Small Jet of Air Exhausting from the Nose of a Body of Revolution in a Supersonic Flow, *NACA-RM-L52119a*, 1952.
69. Reding J.P., Jecman D.M., Drag Reduction via Hot Gas Injection, *Lockheed Missiles and Space Company, TM-81-11/337*, 1985.
70. Pamadi B.N., Forebody Drag Reduction, *AIAA Journal*, 1981, vol. 19, no. 10, pp. 1370–1372. <https://doi.org/10.2514/3.60070>
71. Bushnell D.M., Huffman J.K., Forward Penetration of Liquid Water and Liquid Nitrogen Injected from an Orifice at the Stagnation Point of a Hemispherically Blunted Body in Hypersonic Flow, *NASA TM X-1493*, 1968.
72. Romeo D.J., Sterrett J.R., Exploratory Investigation of the Effect of a Forward-Facing Jet on the Bow Shock of a Blunt Body in a Mach Number 6 Free Stream, *NASA TN D-1605*, 1963.
73. Prabhu R.K., Wieting A.R., Tharaja R.R., Computational Studies of a Fluid Spike as a Leading Edge Protection Device for Shock/Shock Interference Heating, AIAA Paper 91-1734, 1991.
74. Ishin D.V., Use of Electromagnetic Actuators in Aerodynamics, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2023, vol. 24, no. 6 [in Russian]. <http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2023-24-6/articles/1077/>

Статья поступила в редакцию 14 июня 2026 г.