

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НАЗЕМНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА HIFiRE-1

П.В. Сильвестров<sup>1</sup>

pavelsilvestrov@yandex.ru

С.Т. Суржиков<sup>2</sup>

surg@ipmnet.ru

<sup>1</sup>АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»,  
г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация

<sup>2</sup>Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН,  
Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Рассмотрена задача численного моделирования наземного эксперимента HIFiRE-1. Геометрия летательного аппарата представлена в виде острого или затупленного конуса, переходящего в цилиндр с юбкой. При компьютерном моделировании проведено исследование аэродинамики двух конфигураций летательного аппарата — с острой и затупленной носовой частью с радиусом скругления 2,5 мм. Расчеты аэродинамики выполнены с помощью программного комплекса UST3D, предназначенного для численного моделирования аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов произвольной конфигурации и разработанного в Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН. Данный компьютерный код реализует модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа, описываемую пространственной нестационарной системой уравнений Навье — Стокса, решаемых на трехмерных неструктурированных тетраэдральных сетках. Проведено сравнение распределения давления в хвостовой части летательного аппарата, полученного в результате компьютерного моделирования, с экспериментальными данными наземных испытаний в аэродинамической трубе. Выполнен анализ зависимости сходимости результатов от степени подробности используемой расчетной сетки. Методами вычислительной аэродинамики исследовано возмущенное поле течения во всей расчетной области от головной ударной волны до дальнего следа при различных числах Маха и углах атаки

### Ключевые слова

*Газовая динамика, математическое моделирование, вычислительная аэродинамика, программные комплексы, неструктурированные сетки, конус–цилиндр–юбка*

Поступила 09.12.2019

Принята 25.12.2019

© Автор(ы), 2020

**Введение.** Изучение гиперзвуковых пространственных течений вязкого теплопроводного газа является актуальной проблемой современной аэродинамики и представляет значительный интерес с точки зрения приложений к разработке высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) нового поколения. Интенсивные исследования в этой области проводились в основном с использованием асимптотических методов и теории пограничного слоя [1]. В рамках такого подхода выявлены основные параметры, управляющие рассматриваемым классом течений, изучены эффекты вязко-невязкого взаимодействия, распространения возмущений давления и возникновения отрыва в ламинарном пограничном слое, построены автомодельные решения, рассмотрены задачи теплообмена. В то же время целый ряд наблюдаемых в опытах явлений еще не получил адекватного объяснения.

Для решения задачи разработки перспективных ВЛА необходимо проведение как экспериментальных, так и расчетно-теоретических исследований аэродинамических характеристик и особенностей обтекания интегральных компоновок ВЛА с прямоточными воздушно-реактивными двигателями. Проведение подобных летных и наземных испытаний требует высоких затрат, поэтому в настоящее время возрастает роль численного моделирования в разработке ВЛА. При проектировании перспективных летательных аппаратов, как правило, проводятся численные исследования обтекания предполагаемых конфигураций планера, которые существенно сокращают затраты на проведение испытаний в аэродинамических трубах. При этом в процессе расчета можно определить все параметры течения, тогда как в эксперименте удастся измерить лишь отдельные газодинамические величины. Это становится особенно актуальным при моделировании гиперзвуковых условий полета.

Вопросам исследования гиперзвуковой аэродинамики посвящено большое число работ, например [1–3]. Проблемы моделирования гиперзвукового обтекания сложных тел на структурированных сетках рассмотрены в работе [4], на неструктурированных сетках — в [5–7]. Решение задач аэродинамики при гиперзвуковых скоростях полета для тел упрощенной формы приведены в [3, 8].

Параметры набегающего потока для серии наземных испытаний первой фазы эксперимента HIFiRE-1 приведены в [9].

Гиперзвуковой ламинарно-турбулентный переход (ЛТП) в пограничном слое на гладком теле с термически неразрушаемой носовой частью наблюдается при конфигурации носовой части с радиусом скругления 2,5 мм [10].

Результаты наземных испытаний HIFiRE-1 на основе данных, полученных с помощью теневого метода и измерения теплопередачи в носовой части, а также участка между цилиндрической частью и юбкой рассмотрены в работе [11]. В результате анализа полученных данных и компьютерного моделирования с использованием компьютерного кода гидродинамики DPLR доказана необходимость применения при летных испытаниях аппарата с радиусом скругления носовой части 2,5 мм и углом наклона юбки 33°. В работе [11] также приведен результат моделирования теплового потока вдоль поверхности аппарата с использованием компьютерного кода, реализующего анализ устойчивости пограничных слоев STABL, который позволил правильно предсказать лишь малую часть потока.

В работе [12] проанализировано поведение турбулентности вдоль поверхности аппарата с использованием данных наземных испытаний, а также компьютерных кодов DPLR и STABL. Отмечено, что данные компьютерные коды плохо предсказывают поведение турбулентного потока в верхней части юбки.

Сравнение результатов расчетов с использованием ламинарной модели и турбулентной модели SST с данными наземных испытаний для аппарата с острой носовой частью и радиусом скругления 2,5 мм и  $M = 7,19$  приведено в работе [13].

В работе [14] даны результаты летных испытаний за первые 30 с полета. На фазе взлета при практически нулевом угле атаки доминирующими являются возмущения второй моды, кроме области медианы конусной части. Возмущения первой моды оказались незначительными на всех исследуемых моментах времени. До 18,5 с полета пиковое увеличение возмущений второй моды достаточно низкое из-за малых значений чисел Маха в начале полета. По этой причине [14] поведение ЛТП связано с неоднородностью шага по поверхности в области изменения характеристик материала поверхности.

Летные данные по эксперименту HIFiRE-1 за первые 22 с полета приведены в [15]. Максимальное значение числа Маха, достигаемое за это время, составило 5,26 на 21 с. В работе также приведено распределение рассчитанных усредненных значений давления и тепловых потоков вдоль поверхности аппарата в разные моменты времени.

В работе [16] приведены результаты измерения флуктуации давления, теплового потока и температуры в течение полета до входа в атмосферу, полученные на основании летных данных для аппарата с радиусом скругления носовой части 2,5 мм и углом наклона носовой части 7°.

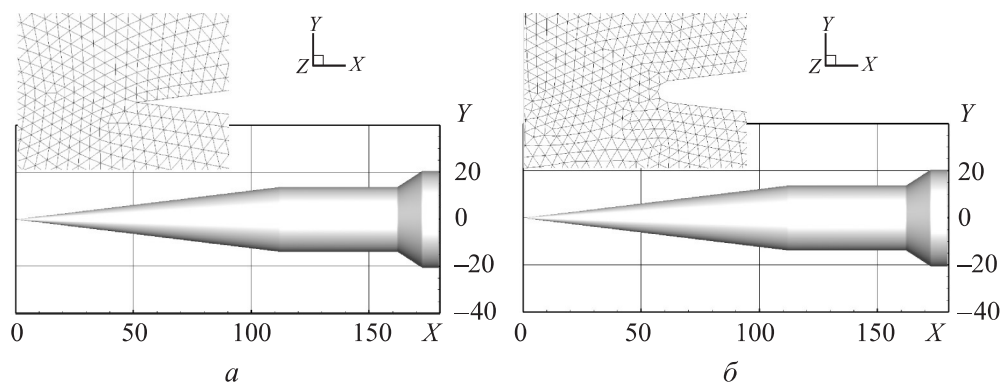
Несмотря на то, что во время ЛТП второй моды HIFiRE-1 находился под небольшим углом атаки (менее  $1^\circ$ ), отмечена скачкообразность процесса ЛТП, которая могла быть связана с некоторым изменением высоты полета аппарата. Изменения давления на поверхности были практически незначительными, менее чем у турбулентного пограничного слоя, но флуктуации сильно увеличились перед ЛТП.

Основные результаты реализации программы HIFiRE-1 рассмотрены в работах [17, 18]. Отмечено, что часть физических процессов, наблюдаемых в полете, успешно воспроизведена в аэродинамической трубе, а значит, разработанная теория устойчивости течения в пограничном слое вполне успешно отражает основные закономерности ЛТП. Дополнительной целью была проверка возможности привязки чисел Рейнольдса летных испытаний к наземным экспериментам. Показано, что для осесимметричного, подветренного и перекрестного ЛТП значения чисел Рейнольдса в аэродинамической трубе оказались существенно меньше, чем при летных испытаниях. При этом наветренный ЛТП произошел при меньшем числе Рейнольдса, чем в аэродинамической трубе. Причина этого явления могла заключаться в том, что линия привязки ЛТП не так подвержена воздействию шума в аэродинамической трубе, как другие механизмы ЛТП, или ЛТП сильно чувствителен к перепадам температуры стенки.

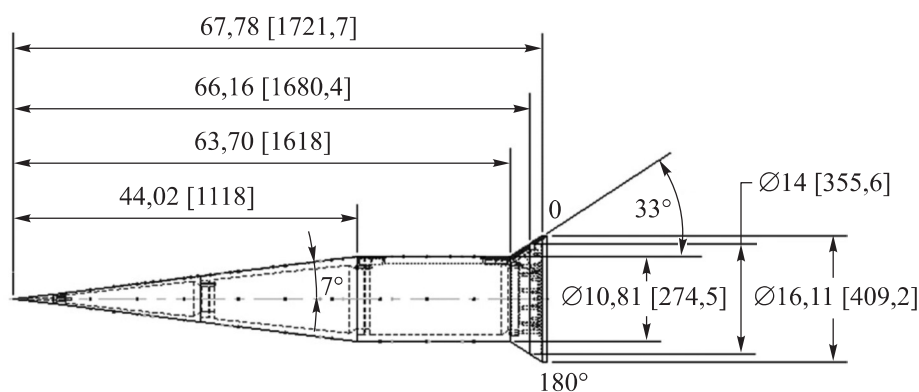
В работе [19] проведено исследование структуры течения потока около HIFiRE-1 с использованием компьютерного кода NERAT-2D, реализующего численное интегрирование движения вязкого теплопроводного химически реагирующего излучающего газа методом установления [20], и приведено сравнение с результатами экспериментальных исследований в ударной трубе.

В настоящей работе исследована структура течения около HIFiRE-1 на основе численного решения полных уравнений Навье — Стокса для режимов полета, соответствующих наземным испытаниям.

**Методы решения задач и принятые допущения.** Для численного моделирования процесса обтекания созданы компьютерные модели поверхности ВЛА в двух конфигурациях — с острой носовой частью и радиусом скругления носовой части 2,5 мм (рис. 1). Общая длина (с цилиндрической частью в задней части юбки) HIFiRE-1 в конфигурации с острой носовой частью 1792,5 мм, длина конусной части 1118 мм, длина цилиндрической части 500 мм, длина юбки 103,7 мм, угол наклона конусной части  $7^\circ$ , угол наклона юбки  $33^\circ$ . В качестве прообраза выбраны эскизы (рис. 2), опубликованные в [12, 19].



**Рис. 1.** Общий вид построенной геометрии модели с острой (а) и затупленной (б) носовой частью



**Рис. 2.** Базовая геометрия HIFiRE-1 на первой фазе наземных испытаний (размерность в дюймах [в миллиметрах])

Разработанные компьютерные поверхности HIFiRE-1 зеркально симметричны. Это свойство использовалось при создании расчетных сеток, которые в целях экономии вычислительных ресурсов генерировались для половины модели возвращаемого летательного аппарата.

На основе разработанных виртуальных поверхностей HIFiRE-1 сгенерирована серия неструктурированных тетраэдральных расчетных сеток на 2, 4, 8 и 12 млн ячеек.

Объемные сетки значительно сгущаются к поверхности летательного аппарата в пространстве расчетной области (свойство адаптивности). При этом соседние треугольные или тетраэдральные элементы отличаются по размерам не более чем на 20 % (свойство изотропности).

Для модели с острой носовой частью в невозмущенной области течения максимальная протяженность ячеек на самой грубой (2 млн ячеек) сетке составляла 15 мм, на самой подробной (12 млн ячеек) — 10 мм.

Размер тетраэдров вблизи носовой части фюзеляжа на всех созданных сетках 0,1 мм. Минимальный размер сетки вблизи хвостовой части аппарата на самой грубой сетке равен 0,35 мм, на самой подробной — 0,25 мм.

Для модели с затупленной носовой частью в невозмущенной области течения максимальная протяженность ячеек на самой грубой сетке составляла 18,7 мм, на самой подробной сетке — 10 мм. Размер тетраэдров вблизи носовой части фюзеляжа на всех созданных сетках 0,2 мм. Минимальный размер сетки вблизи хвостовой части аппарата на самой грубой сетке равен 0,35 мм, на самой подробной — 0,25 мм.

Дополнительно построены сетки на 11 млн ячеек. В качестве основы параметров для сгущения использованы характеристики объемной сетки на 8 млн ячеек, но была повышена степень измельченности сетки в области расширения задней части аппарата (минимальный размер тетраэдра в хвостовой части 0,12 мм).

Разрешающей способности построенных сеток достаточно для определения аэродинамических характеристик поверхностей с инженерной точностью. О качестве созданных сеток можно судить по значениям наиболее часто используемых критериев. Коэффициент формы (аспектное соотношение, *aspect ratio*) для любой треугольной ячейки поверхностной сетки и тетраэдрального элемента объемной сетки не превышает 4 и 6 соответственно. Коэффициент асимметрии (*equiangle skew*), характеризующий угловую скошенность, для треугольных элементов составлял менее 0,65, для тетраэдральных — менее 0,7.

Параметры набегающего потока воздуха приведены в таблице. Расчеты выполнены для чисел Маха  $M = 7,16$  и  $9,95$ , углов атаки  $0$  и  $5^\circ$ . Условия набегающего потока соответствовали данным экспериментов в аэродинамической трубе [12, 21].

#### Исходные данные для расчета и свойства набегающего потока

| Параметр                          | Значение |             |       |        |
|-----------------------------------|----------|-------------|-------|--------|
|                                   | 7,16     | 6,58        | 7,16  | 9,95   |
| Число Маха                        | 7,16     | 6,58        | 7,16  | 9,95   |
| Угол атаки, град                  | 0        | 0; 5        | 0     | 0; 5   |
| Температура стенки, К             | 294,78   | 300,1       | 299,3 | 295,22 |
| Давление набегающего потока, Па·с | 4620     | 7730        | 4620  | 694,50 |
| Температура набегающего потока, К | 231,7    | 214,4       | 231,7 | 203,35 |
| Конфигурация носовой части        | Острая   | Затупленная |       |        |

Пространственное обтекание модели ВЛА описывается трехмерной нестационарной системой уравнений Навье — Стокса, которая записана в векторном виде [4]:

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \operatorname{div} \mathbf{F} = \operatorname{div} \mathbf{G}.$$

В данном выражении

$$\mathbf{w} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho uE + pu \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho vE + pv \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ \rho wE + pw \end{pmatrix};$$

$$\mathbf{G} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} - q_x \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{zy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} - q_y \end{pmatrix} +$$

$$+ \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z \end{pmatrix},$$

где  $\mathbf{w}$  — вектор консервативных переменных;  $\mathbf{F}$  — вектор конвективного потока;  $\mathbf{G}$  — вектор вязкого потока;  $\rho$  — плотность;  $p$  — давление;  $u, v, w$  — компоненты вектора скорости;  $E$  — удельная полная энергия газа;  $\tau_{i,j}$  — компонент тензора вязких напряжений  $\hat{\boldsymbol{\tau}}$ ;  $q_x, q_y, q_z$  — компоненты вектора теплового потока.

Тензор вязких напряжений записывается в виде

$$\boldsymbol{\tau} = \mu \begin{pmatrix} \frac{4}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} & \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \\ \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{4}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \\ \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} & \frac{4}{3} \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} \end{pmatrix}.$$

Здесь  $\mu$  — коэффициент динамической вязкости.

В качестве замыкающих соотношений используются:

$$p = (\gamma - 1)\rho U = (\gamma - 1)\rho \left[ E - 0,5(u^2 + v^2 + w^2) \right]$$

— уравнение состояния совершенного газа;  $U = c_V T$  — калорическое уравнение состояния ( $U$  — удельная внутренняя энергия газа;  $c_V$  — удельная теплоемкость газового потока;  $T$  — температура);  $E = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho} + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}$  — выражение для удельной полной энергии;  $q = -\lambda \nabla T$  — закон Фурье ( $\lambda$  — коэффициент теплопроводности).

Постановка граничных условий осуществлялась следующим образом. На входной границе расчетной области  $G_{in}$  используются условия в набегающем потоке газа:

$$p|_{G_{in}} = p_\infty; \quad \rho|_{G_{in}} = \rho_\infty; \quad u|_{G_{in}} = u_\infty; \quad v|_{G_{in}} = v_\infty; \quad w|_{G_{in}} = w_\infty;$$

$$E|_{G_{in}} = E_\infty = \frac{p_\infty}{(\gamma - 1)\rho_\infty} + \frac{1}{2}(u_\infty^2 + v_\infty^2 + w_\infty^2),$$

где  $p_\infty$ ,  $\rho_\infty$ ,  $u_\infty$ ,  $v_\infty$ ,  $w_\infty$  — параметры невозмущенного потока.

При вытекании газа на выходе из расчетной области  $G_{out}$  применяются условия открытой границы:

$$\frac{\partial p}{\partial \mathbf{n}} \Big|_{G_{out}} = 0; \quad \frac{\partial u}{\partial \mathbf{n}} \Big|_{G_{out}} = 0; \quad \frac{\partial v}{\partial \mathbf{n}} \Big|_{G_{out}} = 0; \quad \frac{\partial w}{\partial \mathbf{n}} \Big|_{G_{out}} = 0; \quad \frac{\partial E}{\partial \mathbf{n}} \Big|_{G_{out}} = 0,$$

где  $\mathbf{n}$  — вектор единичной нормали к грани.

На твердой стенке  $G_{wall}$  ставятся условия прилипания для скорости, условия адиабатичности и изотермичности для температуры. Для уравнения энергии используются условия теплоизолированной или охлаждаемой стенок:

$$\frac{\partial p}{\partial \mathbf{n}} \Big|_{G_{wall}} = 0; \quad u|_{G_{wall}} = 0; \quad v|_{G_{wall}} = 0; \quad w|_{G_{wall}} = 0; \quad \frac{\partial T}{\partial \mathbf{n}} \Big|_{G_{wall}} = 0 \text{ или } T|_{G_{wall}} = T_w.$$

В плоскости симметрии  $G_{symm}$  применяется условие симметрии потока.

Задача моделирования пространственного обтекания поверхности ВЛА сложной формы состоит в расщеплении исходной системы уравнений по физическим процессам [4, 21].

Решение задачи, если оно существует, получается в результате установления. В данном методе не используется выделение поверхностей раз-



рыва. Основные уравнения газовой динамики записываются в виде законов сохранения, что обеспечивает дивергентность и консервативность получаемых при аппроксимации разностных схем. Это обеспечивает достаточно высокую точность вычислений, поскольку законы сохранения будут выполняться как для элементарной ячейки, так и для расчетной области. Метод расщепления по физическим процессам может быть подразделен на следующие этапы:

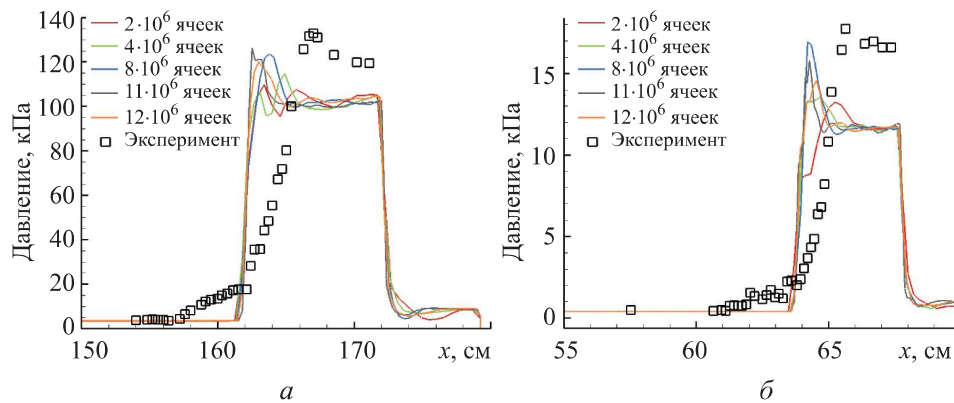
- эйлеров этап — учитываются только процессы, связанные с действием сил давления; рассчитываются промежуточные значения параметров газа;
- лагранжев этап — рассматриваются конвективные эффекты и явления переноса, находятся потоки массы через границы расчетных ячеек;
- заключительный этап — на основе законов сохранения массы, импульса и энергии определяются окончательные значения параметров потока для каждого элемента и системы в целом.

Метод является явным и имеет первый порядок аппроксимации по времени и второй по пространству.

**Результаты.** Расчеты проводились с использованием авторского компьютерного кода UST3D, который предназначен для расчета аэродинамики и пространственных распределений газодинамических параметров при обтекании элементов конструкции или полной компоновки ВЛА длительного атмосферного полета.

Проведено сравнение полученных результатов для  $M = 7,16$  и угла атаки, равного нулю, с экспериментальными данными. Сравнение проводилось по распределению давления на поверхности летательного аппарата в его хвостовой части.

На рис. 3, *a* приведена валидация результатов расчетов на модели с острым носом с данными из работы [12]. Видно, что поведение распределения давления в целом соответствует экспериментальным данным, но нет численного совпадения в контрольных точках. Это в большей степени связано с тем, что использованная расчетная модель не позволяет учитывать эффект турбулентности, возникающий в области расширения хвостовой части аппарата. При анализе влияния подробности использованных при проведении расчетов сеток выявлено, что на менее подробных сетках (2 и 4 млн ячеек) образуются два пика давления, которые не выявлены экспериментально и которых нет на более подробных сетках. Если сравнить результаты, полученные на сетках размером 8 и 11 млн ячеек, построенных с одинаковой степенью подробности, кроме хвостовой части, видно, что на более подробной сетке распределение давления в области



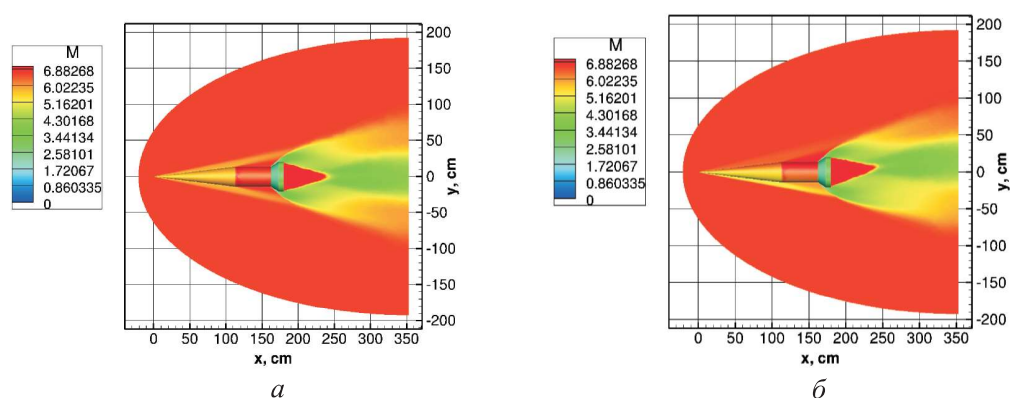
**Рис. 3.** Результат валидации с экспериментальными данными для компьютерной геометрии модели с острой (а) [12] и затупленной (б) [13] носовой частью

расширения хвостовой части более равномерное, но имеет скачок в области достижения пикового значения.

На рис 3, б приведен результат валидации расчетных данных для модели с затупленной носовой частью с данными из работы [13]. Отметим, что поведение распределения давления также в целом соответствует экспериментальным данным, но нет численного совпадения в контрольных точках, а падение давления после достижения пикового значения больше, чем в экспериментальных данных. В большей степени это связано с тем, что использованная расчетная модель не позволяет учитывать эффект турбулентности, возникающий в области расширения хвостовой части аппарата. В отличие от расчетов для модели с острым носом, на менее подробных сетках (2 и 4 млн ячеек) для модели с затупленным носом не образуется двух пиков давления, при этом результаты моделирования сильнее расходятся с экспериментальными данными, чем результаты, полученные на более подробных сетках. Если сравнить результаты, полученные на сетках размером 8 и 11 млн ячеек, которые построены с одинаковой степенью подробности, кроме хвостовой части, можно выявить, что на более подробной сетке образуется два пиковых значения распределения давления в начале расширения хвостовой части, которых нет в экспериментальных данных. В целом распределение давления в области расширения хвостовой части более равномерное, что также не соответствует экспериментальным данным.

В результате проведенного сравнения качества получаемых данных на сетках разной степени подробности для расчетов при других режимах полета была выбрана сетка, состоящая из 8 млн ячеек.

На рис. 4–7 показаны результаты расчетов аэродинамики полета HIFiRE-1 при указанных в таблице режимах полета.



**Рис. 4.** Распределение чисел Маха вдоль поверхности ВЛА HIFiRE-1 с затупленной носовой частью при  $M = 6,58$  и угле атаки  $\alpha = 0^\circ$  (а) и  $\alpha = 5^\circ$  (б)

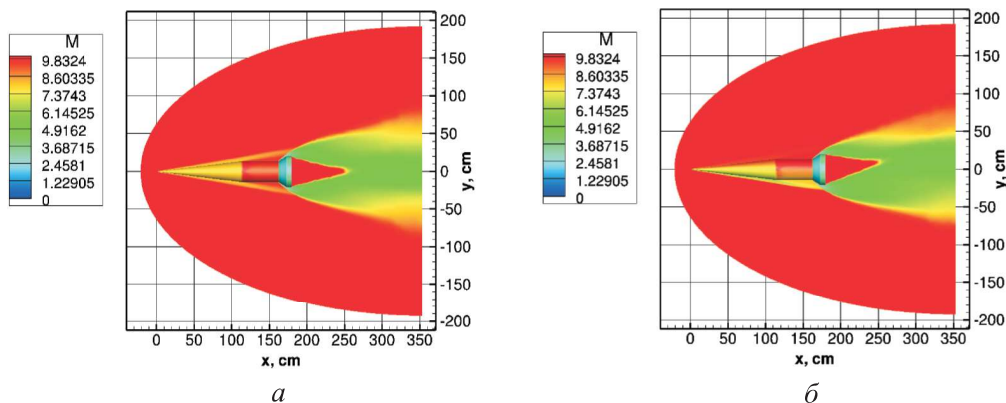
Из рис. 4 следует, что с увеличением угла атаки скорость потока воздуха в ударной волне растет с подветренной стороны фюзеляжа и снижается с наветренной стороны. Также видно, что в области расширения хвостовой части скорость воздушного потока заметно снижается, а вдоль цилиндрической части достигает максимального значения из-за образования второй ударной волны в области перехода конусной части фюзеляжа в цилиндрическую.

Здесь и далее угол атаки отсчитывается от положения направления оси  $X$  (см. рис. 4).

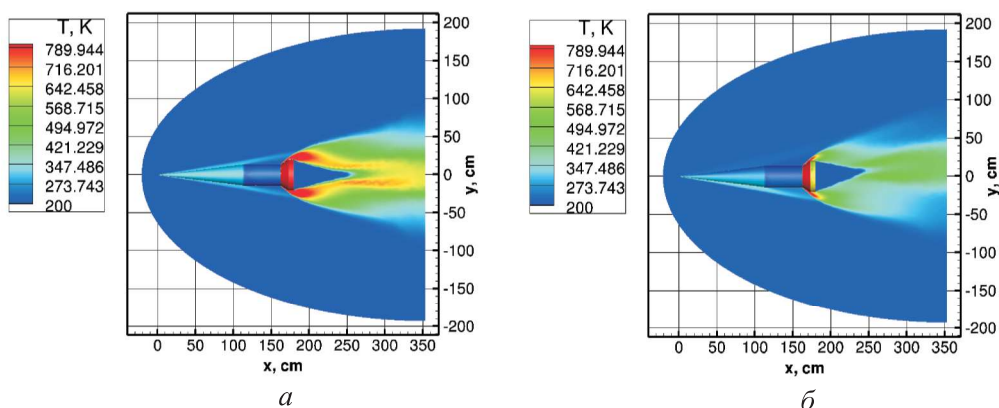
Результаты расчетов динамики полета HIFiRE-1 при  $M = 9,95$  и разных углах атаки показаны на рис. 5. Из рисунка следует, что в области расширения хвостовой части скорость воздушного потока заметно падает, а вдоль цилиндрической части достигает максимального значения. Видно, что с увеличением угла атаки скорость потока воздуха в ударной волне растет с подветренной стороны и снижается с наветренной стороны фюзеляжа.

На рис. 6 видно, что с увеличением угла атаки температура потока воздуха в ударной волне растет с наветренной стороны и уменьшается с подветренной стороны фюзеляжа. Из рисунка следует, что в области расширения хвостовой части температура на поверхности заметно увеличивается, а вдоль цилиндрической части температура на поверхности сильно снижается.

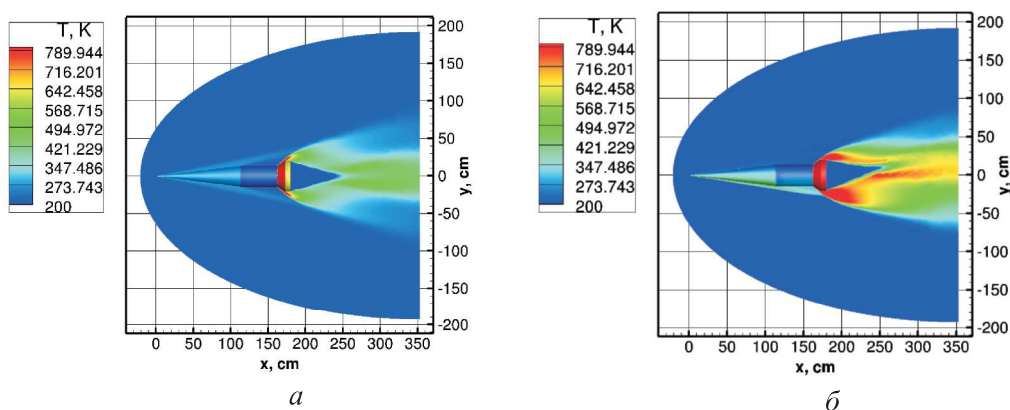
Распределение температуры вдоль и на поверхности HIFiRE-1 при  $M = 9,95$  и разных углах атаки приведено на рис. 7. Отметим, что вдоль



**Рис. 5.** Распределение чисел Маха вдоль поверхности ВЛА HIFiRE-1 с затупленной носовой частью при  $M = 9,95$  и угле атаки  $\alpha = 0$  (а) и  $\alpha = 5^\circ$  (б)



**Рис. 6.** Распределение температуры вдоль поверхности ВЛА HIFiRE-1 с затупленной носовой частью при  $M = 6,58$  и угле атаки  $\alpha = 0$  (а) и  $\alpha = 5^\circ$  (б)



**Рис. 7.** Распределение температуры вдоль поверхности ВЛА HIFiRE-1 с затупленной носовой частью при  $M = 9,95$  и угле атаки  $\alpha = 0$  (а) и  $\alpha = 5^\circ$  (б)

цилиндрической части летательного аппарата температура на поверхности сильно снижается, а в области расширения хвостовой части температура воздушного потока заметно увеличивается. Из рисунка следует, что с увеличением угла атаки температура потока воздуха в ударной волне растет с наветренной стороны и снижается с подветренной стороны фюзеляжа. Наблюдается нестационарность течения потока, которая приводит к несимметричности температуры воздуха за аппаратом при нулевом угле атаки. Видно, что с увеличением скорости набегающего потока уменьшается угол наклона ударной волны вокруг носовой части аппарата.

**Заключение.** Построены цифровые геометрические модели для летательного аппарата HIFiRE-1 с различными конфигурациями носовой части — с острым и затупленным кончиком. Для каждой полученной электронной геометрии сгенерирован набор объемных неструктурированных тетраэдральных сеток различной степени подробности.

На основе компьютерного моделирования гиперзвукового обтекания модели HIFiRE-1 проведено сравнение полученных результатов для хвостовой части летательного аппарата с экспериментальными данными, полученными при наземном испытании в аэродинамической трубе. Поведение построенного в результате компьютерного моделирования распределения давления вдоль поверхности аппарата в целом соответствует экспериментальным данным, но нет численного совпадения в контрольных точках. Это в большей степени связано с тем, что использованная расчетная модель не позволяет учитывать эффект турбулентности, возникающий в области расширения хвостовой части аппарата.

На основе проведенного компьютерного моделирования гиперзвукового обтекания модели HIFiRE-1 с затупленной носовой частью при разных числах Маха и углах атаки получено представление о структуре ударных волн, образующихся при обтекании пространственной модели летательного аппарата.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Нейланд В.Я., Боголепов В.В., Дудин Г.Н. и др. Асимптотическая теория сверхзвуковых течений вязкого газа. М., Физматлит, 2003.
- [2] Лунев В.В. Гиперзвуковая аэродинамика. М., Машиностроение, 1975.
- [3] Суржигов С.Т. Расчетное исследование аэротермодинамики гиперзвукового обтекания затупленных тел на примере анализа экспериментальных данных. М., ИПМех РАН, 2011.

- [4] 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, № 6, с. 897–911.
- [5] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование поля течения при входе в атмосферу Земли спускаемого аппарата с аэродинамическим качеством. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2009, № 2, с. 3–25.
- [6] Surzhikov S.T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2017, vol. 815, art. 012023. DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/815/1/012023>
- [7] Яцухно Д.С., Суржиков С.Т. Метод расщепления по физическим процессам в задаче моделирования обтекания перспективного высокоскоростного летательного аппарата. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2018, № 1, с. 20–33. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2018-1-20-33>
- [8] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания цилиндра. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2008, т. 7. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2008-7/articles/470>
- [9] Johnson H.B., Alba C.R., Candler G.V., et al. Boundary-layer stability analysis of the hypersonic international flight research transition experiments. *J. Spacecr. Rockets*, 2008, vol. 45, no. 2, pp. 228–236. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.31878>
- [10] Kimmel R.L., Adamczak D., Gaitonde D., et al. HIFiRE-1 boundary layer transition experiment design. *45th AIAA Aerospace Sc. Meeting and Exhibit*, 2007. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2007-534>
- [11] Wadhams T.P., Mundy E., MacLean M.G., et al. Ground test studies of the HIFiRE-1 transition experiment. Part 1: experimental results. *J. Spacecr. Rockets*, 2008, vol. 45, no. 6, pp. 1134–1148. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.38338>
- [12] MacLean M.G., Wadhams T.P., Holden M., et al. Ground test studies of the HIFiRE-1 transition experiment. Part 2: computational analysis. *J. Spacecr. Rockets*, 2008, vol. 45, no. 6, pp. 1149–1164. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.37693>
- [13] Marvin J.G., Brown J.L., Gnoffo P.A. Experimental database with baseline CFD solutions: 2-D and axisymmetric hypersonic shock-wave/turbulent-boundary-layer interactions. *AIAA*, 2016, vol. 54, no. 5, pp. 39–47. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J054505>
- [14] Li F., Choudhari M., Chang C.L., et al. Transition analysis for the HIFiRE-1 flight experiment. *41st AIAA Fluids Dynamics Conf.*, 2011. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2011-3414>
- [15] Stanfield S.A., Kimmel R.L., Adamczak D.W. HIFiRE-1 flight data analysis: turbulent shock-boundary-layer interaction experiment during ascent. *42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, 2012. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2012-2703>
- [16] Kimmel R.L., Adamczak D.W., Paull A., et al. HIFiRE-1 ascent-phase boundary-layer transition. *J. Spacecr. Rockets*, 2015, vol. 52, no. 1, pp. 217–230. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A32851>

- [17] Kimmel R.L., Adamczak D.W., Borg M.P. First and fifth hypersonic international flight research experimentation's flight and ground tests. *J. Spacecr. Rockets*, 2019, vol. 56, no. 2, pp. 421–431. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A34287>
- [18] Kimmel R.L., Adamczak D.W., Borg M.P., et al. HIFiRE-1 and -5 flight and ground tests. *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2018-0056>
- [19] Surzhikov S.T. Calculation analysis of the experimental data of HIFiRE-1 using the computer code NERAT-2D. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2018, vol. 1009, art. 012001. DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1009/1/012001>
- [20] Суржи́ков С.Т. Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. Двухмерные модели. М., Физматлит, 2018.
- [21] Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. М., Наука, 1982.

**Сильвестров Павел Валерьевич** — старший научный сотрудник АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» (Российская Федерация, 141080, Московская обл., г. Королёв, ул. Ильича, д. 7).

**Суржи́ков Сергей Тимофеевич** — академик РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор, заведующий лабораторией «Радиационная газовая динамика» Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Сильвестров П.В., Суржи́ков С.Т. Численное моделирование наземного эксперимента HIFiRE-1. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2020, № 3, с. 29–46. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-3-29-46>

## NUMERICAL SIMULATION OF THE HIFiRE-1 GROUND TEST

**P.V. Silvestrov<sup>1</sup>**  
**S.T. Surzhikov<sup>2</sup>**

[pavelsilvestrov@yandex.ru](mailto:pavelsilvestrov@yandex.ru)  
[surg@ipmnet.ru](mailto:surg@ipmnet.ru)

<sup>1</sup> **Tactical Missiles Corporation JSC, Korolev, Moscow Region, Russian Federation**

<sup>2</sup> **Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation**

---

### Abstract

The paper considers the problem of simulating the HIFiRE-1 ground test numerically. The aircraft geometry is represented by either a pointed or a blunted cone combined with a flared cylinder. Our digital simulation investigated the aerodynamics of two aircraft configura-

### Keywords

*Gas dynamics, mathematical simulation, computation aerodynamics, software packages, unstructured meshes, cone-cylinder-flare*

rations: one featuring a pointed nose, another featuring a blunted nose with a radius of 2.5 mm. We used the UST3D software developed in the Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS, to perform our aerodynamic calculations. The software is specifically designed for numerical simulations of aerodynamics and thermodynamics in high-velocity aircraft. It implements a model of viscous compressible thermally conductive gas described by a non-steady-state spatial system of Navier — Stokes equations solved over unstructured three-dimensional tetrahedral meshes. We compared the numerical simulation results in the form of pressure distribution in the tail segment of the aircraft to the empirical data obtained via ground tests in a wind tunnel. We analysed result convergence as a function of the mesh density used. We used methods of computational aerodynamics to investigate the turbulent flow field over the computation region from the leading shock wave to the far wake for various Mach numbers and attack angles

Received 09.12.2019

Accepted 25.12.2019

© Author(s), 2020

## REFERENCES

- [1] Neyland V.Ya., Bogolepov V.V., Dudin G.N., et al. Asimptoticheskaya teoriya sverkhzvukovykh techeniy vyazkogo gaza [Asymptotic theory of supersonic viscous gas flows]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2003.
- [2] Lunev V.V. Giperzvukovaya aerodinamika [Hypersonic aerodynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975.
- [3] Surzhikov S.T. Raschetnoe issledovanie aérotermodinamiki giperzvukovogo obtekaniya zatuplennykh tel na primere analiza eksperimental'nykh dannykh [Computational study of the hypersonic flow aérothermodynamics around blunt bodies the case of experimental data analysis]. Moscow, IPMech RAS Publ., 2011.
- [4] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Application of the method of splitting by physical processes for the computation of a hypersonic flow over an aircraft model of complex configuration. *High Temp.*, 2013, vol. 51, no. 6, pp. 816–829.  
DOI: <https://doi.org/10.1134/S0018151X13050234>
- [5] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Numerical simulation of flow field at descent vehicle entry into Earth's atmosphere. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2009, no. 2, pp. 3–25 (in Russ.).
- [6] Surzhikov S.T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2017, vol. 815, art. 012023.  
DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/815/1/012023>



- [7] Yatsukhno D.S., Surzhikov S.T. Method for splitting into physical processes in task of the flow over a perspective high-speed vehicle modelling. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., *Mechan. Eng.*], 2018, no. 1, pp. 20–33 (in Russ.).  
DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2018-1-20-33>
- [8] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Numerical simulation of hypersonic flow around cylinder. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike* [Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics], 2008, vol. 7 (in Russ.).  
Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2008-7/articles/470>
- [9] Johnson H.B., Alba C.R., Candler G.V., et al. Boundary-layer stability analysis of the hypersonic international flight research transition experiments. *J. Spacecr. Rockets*, 2008, vol. 45, no. 2, pp. 228–236. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.31878>
- [10] Kimmel R.L., Adamczak D., Gaitonde D., et al. HIFiRE-1 boundary layer transition experiment design. *45th AIAA Aerospace Sci. Meeting and Exhibit*, 2007.  
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2007-534>
- [11] Wadhams T.P., Mundy E., MacLean M.G., et al. Ground test studies of the HIFiRE-1 transition experiment. Part 1: experimental results. *J. Spacecr. Rockets*, 2008, vol. 45, no. 6, pp. 1134–1148. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.38338>
- [12] MacLean M.G., Wadhams T.P., Holden Moscow, et al. Ground test studies of the HIFiRE-1 transition experiment. Part 2: computational analysis. *J. Spacecr. Rockets*, 2008, vol. 45, no. 6, pp. 1149–1164. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.37693>
- [13] Marvin J.G., Brown J.L., Gnoffo P.A. Experimental database with baseline CFD solutions: 2-D and axisymmetric hypersonic shock-wave/turbulent-boundary-layer interactions. *AIAAJ*, 2016, vol. 54, no. 5, pp. 39–47.  
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J054505>
- [14] Li F., Choudhari M., Chang C.L., et al. Transition analysis for the HIFiRE-1 flight experiment. *41st AIAA Fluids Dynamics Conf.*, 2011.  
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2011-3414>
- [15] Stanfield S.A., Kimmel R.L., Adamczak D.W. HIFiRE-I flight data analysis: turbulent shock-boundary-layer interaction experiment during ascent. *42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, 2012. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2012-2703>
- [16] Kimmel R.L., Adamczak D.W., Paull A., et al. HIFiRE-1 ascent-phase boundary-layer transition. *J. Spacecr. Rockets*, 2015, vol. 52, no. 1, pp. 217–230.  
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A32851>
- [17] Kimmel R.L., Adamczak D.W., Borg M.P. First and fifth hypersonic international flight research experimentation's flight and ground tests. *J. Spacecr. Rockets*, 2019, vol. 56, no. 2, pp. 421–431. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A34287>
- [18] Kimmel R.L., Adamczak D.W., Borg M.P., et al. HIFiRE-1 and -5 flight and ground tests. *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018.  
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2018-0056>

[19] Surzhikov S.T. Calculation analysis of the experimental data of HIFiRE-1 using the computer code NERAT-2D. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2018, vol. 1009, art. 012001.

DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1009/1/012001>

[20] Surzhikov S.T. Komp'yuternaya aerofizika spuskaemykh kosmicheskikh apparatov. Dvukhmernye modeli [Computer aerophysics of descent spacecraft. 2D models]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2018.

[21] Belotserkovskiy O.M., Davydov Yu.M. Metod krupnykh chastits v gazovoy dinamike [Large particles method in gas dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1982.

**Silvestrov P.V.** — Senior Research Fellow, Tactical Missiles Corporation JSC (Iliche ul. 7, Korolev, Moscow Region, 141080 Russian Federation).

**Surzhikov S.T.** — Academician of the Russian Academy of Sciences, Dr. Sc. (Phys.-Math.), Professor, Head of Laboratory of Radiation Gas Dynamics, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences (Vernadskogo prospekt 101, korp. 1, Moscow, 119526 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Silvestrov P.V., Surzhikov S.T. Numerical simulation of the HIFiRE-1 ground test. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2020, no. 3, pp. 29–46 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-3-29-46>