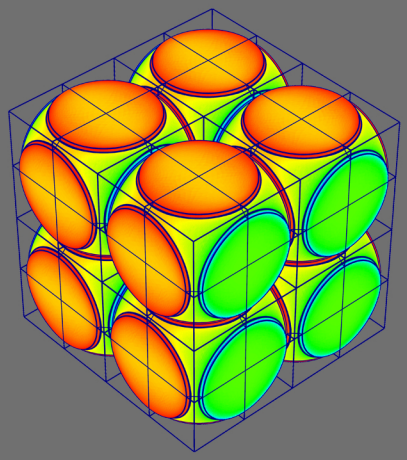
ISSN 2309-3684



Математическое моделирование и численные методы

Апаринов В.А., Бабаков А.В., Гайдаенко В.И. Численное моделирование обтекания сверхзвуковым потоком парашюта с головным телом. Математическое моделирование и численные методы, 2024, № 4, с. 52–65.

Источник: https://mmcm.bmstu.ru/articles/357/

Параметры загрузки:
IP: 216.73.217.22
18.11.2026 12:59:48

УДК 533.6.011.6 DOI: 10.18698/2309-3684-2024-4-5265

Численное моделирование обтекания сверхзвуковым потоком парашюта с головным телом

© В.А. Апаринов[1], А.В. Бабаков[2], В.И. Гайдаенко[2]

[1]АО «НИИ Парашютостроения», Москва, 1107241, Россия
[2]ИАП РАН, Москва, 123056, Россия

В статье представлены результаты численного моделирования нестационарного течения, возникающего около купола парашюта, расположенного в ближнем следе головного тела. При моделировании выявлены два качественно отличающиеся между собой режима течения, зависящие от расстояния между телом и куполом. Также представлены результаты моделирования обтекания купола парашюта с различной степенью его конструктивной проницаемости. Для рассмотренных течений проводиться сравнение аэродинамических характеристик купола парашюта с экспериментальными данными. Приводятся картины нестационарных полей газодинамических параметров. Моделирование основано на консервативном численном методе второго порядка аппроксимации и реализовано на вычислительных системах параллельной архитектуры.

Ключевые слова: *математическое моделирование, метод Годунова, парашют, аэродинамические характеристики, параллельные вычисления*

Введение. При движении космических спускаемых аппаратов в атмосфере Земли или других планет для уменьшения скорости движения от сверхзвуковой до дозвуковой используются, в частности, тормозные парашютные системы. Подобные парашюты могут одновременно выполнять функции стабилизирующего устройства. Поперечные размеры купола наполненного парашюта и спускаемого на парашюте объекта (головного тела) могут быть соизмеримы, в силу чего след от головного тела будет оказывать существенное влияние на характеристики парашюта и эффективность его применения [1,2].

При этом в сверхзвуковом потоке, в зависимости от расстояния между двумя расположенными друг за другом телами (в данном случае, между головным телом и парашютом), наблюдаются две принципиально различные картины обтекания. В одном случае перед головным телом присутствует ударная волна, между головным телом и вторым телом образуется нестационарная вихревая зона, которая занимает всю область за головным телом вплоть до второго тела. Такой вариант течения называется обтеканием с «открытым следом». В другом случае, при достаточном удалении второго тела от головного, ближний след за первым телом замыкается хвостовым скачком, и на второе тело натекает неравномерный вихревой поток. Перед вторым телом, так же как и перед первым, возникает ударная волна. Такой

вариант обтекания называется обтеканием с «закрытым следом». Наличием двух режимов течения и объясняется научный и практический интерес к математическому моделированию задач подобного рода.

В [3] проведено численное моделирование двумерных сверхзвуковых течений идеального газа в нестационарной постановке методом Годунова [4] с использованием аппроксимаций второго порядка, при этом вычисление градиентов газодинамических параметров осуществлялось по модифицированным схемам Колгана [5-8]. Показана возможность численного изучения крупномасштабных вихревых структур следа на расстояниях порядка 10 калибров обтекаемого тела. В [9-11] также с использованием модели невязкого совершенного газа проведено численное изучение структуры потока между спускаемым аппаратом и куполом парашюта и их аэродинамических характеристик при различных сверхзвуковых скоростях движения, при их различной взаимной ориентации и различных расстояниях между ними. Также выявлены два принципиально различных режима обтекания системы спускаемый аппарат-парашют.

Ниже в трехмерной нестационарной постановке на основе модели невязкого совершенного газа (модели Эйлера) проводится численное моделирование сверхзвукового обтекания системы «головное тело–парашют». На основе параллельных алгоритмов программного комплекса [12], реализованного на многопроцессорных вычислительных системах, проведены расчеты обтекания жёсткой модели купола парашюта с различной степенью конструктивной проницаемости, которая характеризуется коэффициентом K_n, равным отношению площади отверстий в куполе к общей площади купола, а также жёсткой модели купола парашюта при наличии головного тела.

Для используемой математической модели проведено сравнение результатов расчетов с имеющимися экспериментальными данными.

Постановка задачи. Математическая модель. Рассматривается пространственное нестационарное обтекание сверхзвуковым газовым потоком схематизированного тормозного парашюта с головным телом и без него.

Схема рассмотренной компоновки и используемая прямоугольная система координат $OXYZ$ приведены на рис. 1. Купол осесимметричного парашюта диаметром D_0 считается воздухонепроницаемым, а его форма заданной. Стропы парашюта не учитываются. Головное тело представляет собой тело вращения диаметром D_1, состоящее из лобовой конусной поверхности, цилиндрической боковой поверхности и плоского донного среза. Оси симметрии парашюта и головного тела совпадают с осью OX. L — расстояние между головным телом и парашютом.

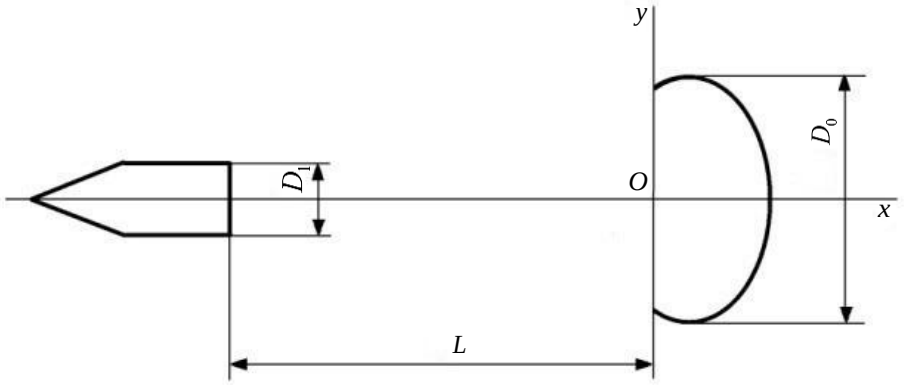


Рис. 1. Форма купола парашюта и головного тела. Основные обозначения

Вектор скорости набегающего потока направлен вдоль положительного направления оси OX.

Численное моделирование основывается на конечно-разностной аппроксимации законов сохранения массы, компонент импульса и полной энергии, выписываемых в интегральной форме для возникающих при дискретизации области интегрирования конечных объемов Ω, ограниченных поверхностью S с вектором внешней нормали $n_k\,(k=1,2,3)$:

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_\Omega f\,d\Omega = -\int_S Q_k n_k\,ds,$$
$$f = \{\rho,\ \rho v_i,\ \rho E\}, \qquad (1)$$
$$Q_k = \{\rho v_k,\quad \rho v_i v_k + p\delta_{ik},\quad (\rho E + p)v_k\}.$$

В (1) $p,\ \rho,\ v_k\,(k=1,2,3)$, $E = C_v T + \frac{v_k v_k}{2}$ — давление, плотность, компоненты скорости и удельная полная энергия газа, соответственно. Уравнения (1) дополняются уравнением состояния совершенного газа $p = \rho RT$, где T — температура газа, R — газовая постоянная. Как указывалось выше, используется модель невязкого совершенного газа — модель Эйлера.

Численная методика. Дискретный аналог уравнений (1) с аппроксимацией первого порядка по времени можно записать в виде:

$$\frac{f^{n+1} - f^n}{\tau} = -\frac{1}{\Omega}\sum_\alpha Q_k n_k S_\alpha .$$

Здесь α — грани конечного объема Ω, S_α — соответствующие площади граней, n — номер шага по времени t, τ — величина шага интегрирования по времени.

Обозначим f_l, f_{l+1} — значения f в центральных точках объемов Ω_l, Ω_{l+1}, а $f_{l+1/2}$ — в центральной точке боковой поверхности $S_{l+1/2}$. В методе Годунова значения газодинамических параметров $U=(\rho, v_k, p)$ на грани ячейки, входящие в $(Q_k)_{l+1/2}$, берутся из решения одномерной задачи Римана о распаде разрыва. Параметры газа U_L слева и U_R справа от контактного разрыва постоянны и равны параметрам газа в ячейках l и $(l+1)$.

$$U_L = U_l, \quad U_R = U_{l+1}.$$

В используемом ниже подходе второго порядка аппроксимации учитываются градиенты газодинамических параметров. В этом случае, при решении задачи о распаде разрыва на грани $(l+1/2)$ слева и справа от разрыва используются значения

$$\begin{aligned} U_L &= U_l + \nabla U_l \left(\vec{r}_{l+1/2} - \vec{r}_l \right), \\ U_R &= U_{l+1} + \nabla U_{l+1} \left(\vec{r}_{l+1/2} - \vec{r}_{l+1} \right). \end{aligned} \tag{2}$$

Здесь $\vec{r}_l$, $\vec{r}_{l+1}$, $\vec{r}_{l+1/2}$ — радиус - векторы центров ячеек l, $(l+1)$ и центра грани $(l+1/2)$.

Для вычисления входящих в (2) градиентов использовались методики [5-8]. А именно, при вычислении градиента $(\nabla U)_{lkm}$ газодинамического параметра U в центре ячейки с индексами (l,k,m) пространственной вычислительной сетки выбираются две тройки неколлинеарных векторов, определяемых геометрией соседних ячеек. Для каждой тройки векторов составляется система трех линейных уравнений. Для первой тройки

$$\begin{aligned} \left(\vec{r}_{l+1km} - \vec{r}_{lkm}\right) \cdot \left(\nabla U^{(1)}\right)_{lkm} &= U_{l+1km} - U_{lkm}, \\ \left(\vec{r}_{lk+1m} - \vec{r}_{lkm}\right) \cdot \left(\nabla U^{(1)}\right)_{lkm} &= U_{lk+1m} - U_{lkm}, \\ \left(\vec{r}_{lkm+1} - \vec{r}_{lkm}\right) \cdot \left(\nabla U^{(1)}\right)_{lkm} &= U_{lkm+1} - U_{lkm} \end{aligned} \tag{3}$$

Для второй тройки векторов

$$\begin{aligned} \left(\vec{r}_{l-1km} - \vec{r}_{lkm}\right) \cdot \left(\nabla U^{(2)}\right)_{lkm} &= U_{l-1km} - U_{lkm}, \\ \left(\vec{r}_{lk-1m} - \vec{r}_{lkm}\right) \cdot \left(\nabla U^{(2)}\right)_{lkm} &= U_{lk-1m} - U_{lkm}, \\ \left(\vec{r}_{lkm-1} - \vec{r}_{lkm}\right) \cdot \left(\nabla U^{(2)}\right)_{lkm} &= U_{lkm-1} - U_{lkm}. \end{aligned} \tag{4}$$

В расчетах использовалась схема с улучшенными монотонными свойствами [5]. На каждой грани ячейки с использованием $\left(\nabla U^{(1)}\right)_{lkm}$ и $\left(\nabla U^{(2)}\right)_{lkm}$ вычислялись два значения приращений газодинамических параметров $\delta U^{(1)}$ и $\delta U^{(2)}$ от центра ячейки до центральной точки соответствующей грани. В случае значений одинаковых знаков выбиралось приращение наименьшее по модулю, а в случае разных знаков - значение приращения принималось равным нулю. В расчетах также использовался вариант вычисления градиента, в котором в качестве значения $\left(\nabla U\right)_{lkm}$ использовалось среднее из решений уравнений (3), (4):

$$\left(\nabla U\right)_{lkm} = \frac{1}{2}\left[\left(\nabla U^{(1)}\right)_{lkm} + \left(\nabla U^{(2)}\right)_{lkm}\right].$$

При решении задачи Римана использовался приближенный безитерационный алгоритм, предложенный в [13,14].

Результаты расчетов. Работоспособность используемого численного метода и программы расчёта, применительно к решению задач нестационарного обтекания парашютных систем, проверялась путем сравнения результатов расчёта с имеющимися данными экспериментальных исследований в аэродинамических трубах [1,2,15].

В этих работах проводится экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания жесткой модели купола парашюта, как при наличии остроконечного головного тела (см. рис.1), так и без него, и приводятся значения коэффициента сопротивления C_x купола в зависимости от степени его конструктивной проницаемости и зависимости C_x купола от расстояния между головным телом и куполом.

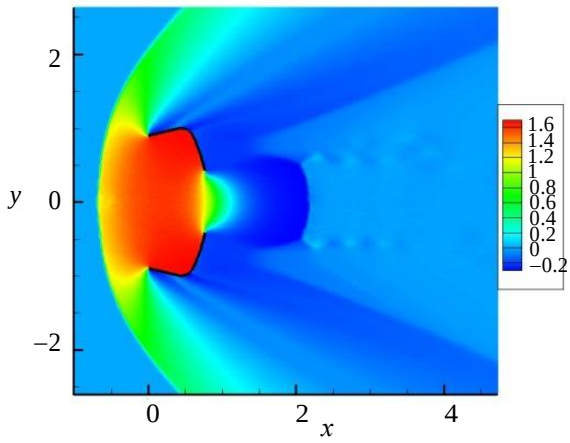
Численное моделирование проведено для числа Маха набегающего потока $M_\infty = 2$ с отношением удельных теплоемкостей $\gamma = C_p / C_v$, равным $\gamma = 1.4$.

В расчетах течения около парашюта в ближнем следе головного тела для изучения аэродинамических характеристик парашютов необходимо моделировать след за головным телом на значительном расстоянии за ним, что накладывает определенные требования к параметрам вычислительной сетки. При моделировании использовались вычислительные сетки, обладающие осевой симметрией, в которой ось симметрии совпадает с осью OX, и включающие от 3.5×10^6 до 7.3×10^6 конечных объемов.

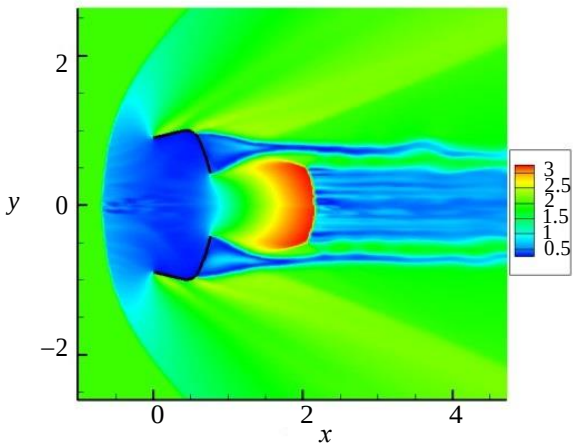
В дальнейшем используются безразмерные единицы, в которых линейные размеры отнесены к радиусу миделя купола парашюта $R_0 = D_0/2$, плотность, скорость и температура отнесены соответственно к плотности, скорости и температуре набегающего потока.

Обтекание модели купола парашюта. Рассматривается обтекание сверхзвуковым потоком жесткой модели купола парашюта с различной конструктивной проницаемостью. Рассмотрен вариант расположения круглого отверстия в центре сферической (полюсной) части купола.

Ниже приводятся поля газодинамических параметров течения в плоскости OXY, представленные для момента времени расчета при установившемся квазистационарном режиме. На рис. 2 для варианта обтекания купола парашюта с конструктивной проницаемостью в виде полюсного отверстия при $K_n = 0.084$ показаны поля коэффициента давления C_p и поле местных значений числа Маха M.



а)



б)

Рис. 2. Поля параметров течения, $M_\infty = 2$, $K_n = 0.084$,
а – поле коэффициента давления C_p, б – поле местных значений числа Маха

При указанных выше параметрах за куполом парашюта наблюдается достаточно сложная картина течения с системой скачков, обусловленных протекающей через полюсное отверстие сверхзвуковой струёй.

На рис. 3 рассчитанная зависимость коэффициента сопротивления C_x купола парашюта от коэффициента конструктивной проницаемости K_n сравнивается с обобщающей в [1] экспериментальные данные прямой $C_x = C_{0x}\left(1-2.6K_n\right)$, где C_{0x} соответствует непроницаемому куполу с $K_n = 0$. В соответствии с [15] $C_{0x} = 1.52$. Расчетные данные лежат ниже эксперимента в среднем на 2.5 %.

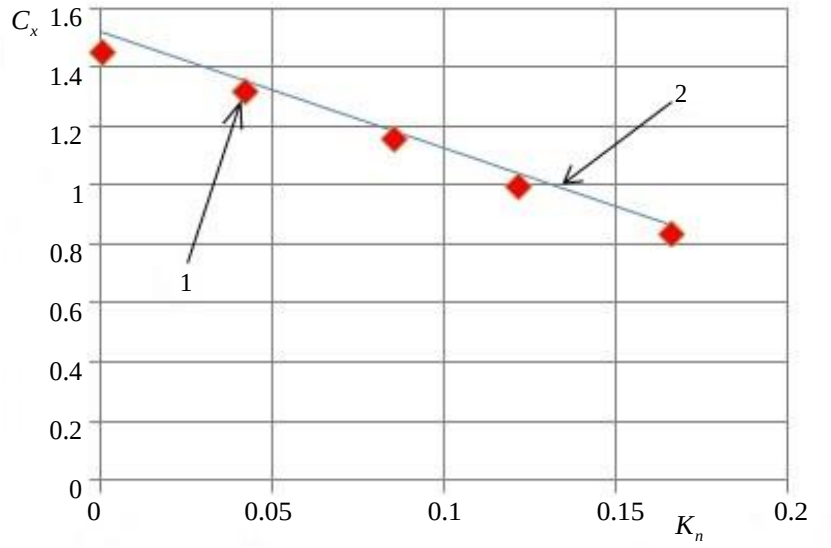


Рис. 3. Зависимость коэффициента сопротивления C_x купола парашюта от коэффициента конструктивной проницаемости K_n, $M_\infty = 2$.
1 – расчет, 2 – эксперимент

Обтекание головного тела и купола парашюта. Ниже приводятся результаты численного моделирования обтекания сверхзвуковым потоком газа модели купола парашюта с головным телом. Проводится сравнение с экспериментальными данными [1,15]. Рассмотрены два варианта головных тел с диаметрами цилиндрической части $D_1 / D_0 = 0.29$ и $D_1 / D_0 = 0.42$.

На рис.4 приведена полученная в расчетах зависимость от времени коэффициента сопротивления купола парашюта C_x при относительном диаметре цилиндрической части головного тела $D_1 / D_0 = 0.29$. Расстояние между задним срезом головного тела и куполом, выраженное в калибрах головного тела, $L / D_1 = 8.6$. На ри-

сунке штриховой линией показано экспериментальное значение [15] коэффициента сопротивления купола для рассмотренной конфигурации, равное $C_x = 1,25$. Усредненное на временном отрезке $t \in [115,150]$ расчетное значение $C_x = 1,29$, что менее чем на 4 % отличается от экспериментального.

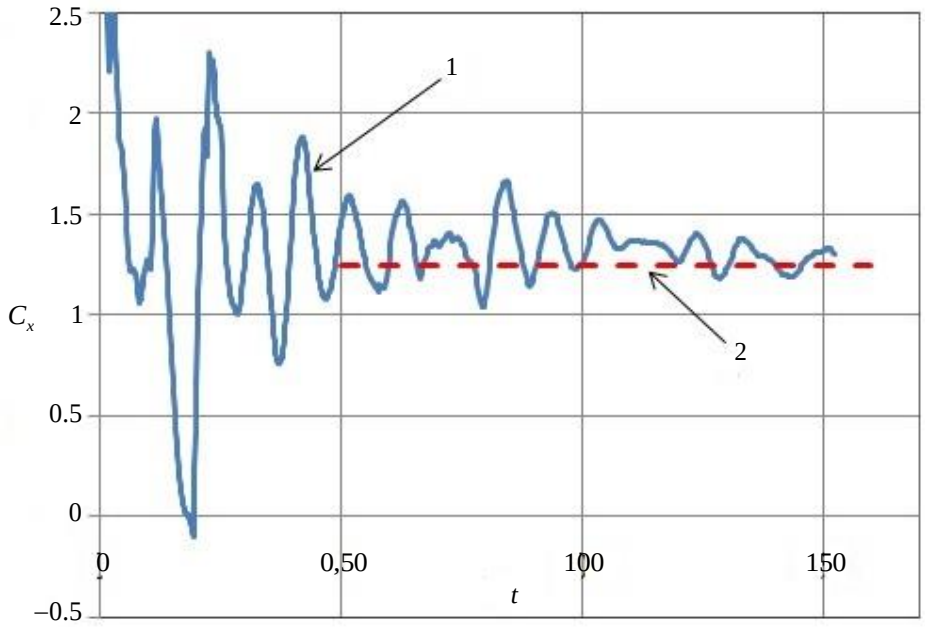
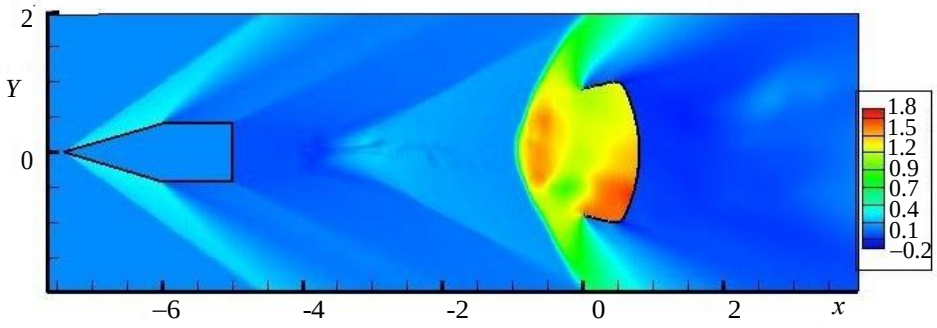


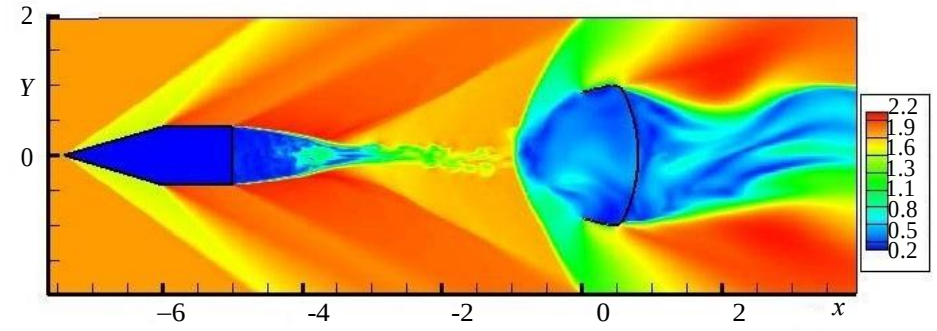
Рис. 4. Зависимость C_x парашюта от времени t.
1 – расчет, 2 – экспериментальное значение C_x

Проведено также моделирование обтекания с головным телом диаметром $D_1 / D_0 = 0.42$. Расчеты проводились для различных расстояний L между головным телом и куполом парашюта. Так на рис. 5, 6 приводятся поля параметров течения для двух расстояний между куполом и головным телом: $L / D_1 = 5.95$ и $L / D_1 = 4.4$. Для рассматриваемых значений L / D_1 реализуются две качественно отличающиеся между собой картины обтекания купола парашюта.

На рис. 5 показаны поля коэффициента давления C_p — (а) и местного значения числа Маха M — (б) для расстояния $L / D_1 = 5.95$ ($L / R_0 = 5$). При этом расстоянии между головным телом и куполом донный след за головным телом сужается, на купол натекает неравномерный сверхзвуковой поток и перед куполом образуется отошедшая ударная волна. Таким образом, в данном случае, реализуется режим обтекания с «закрытым следом».



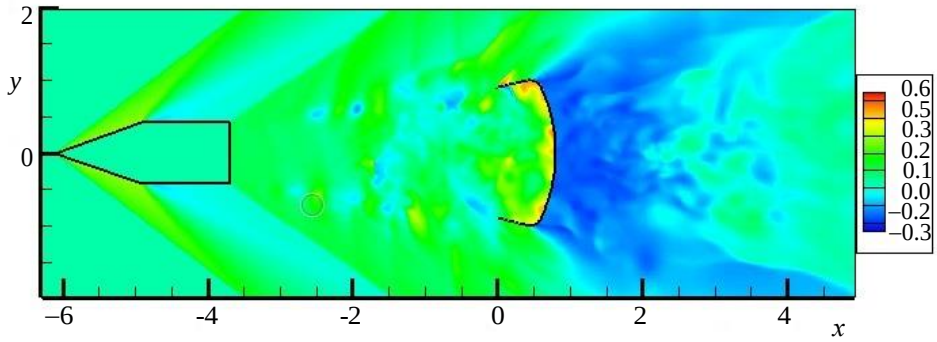
а)



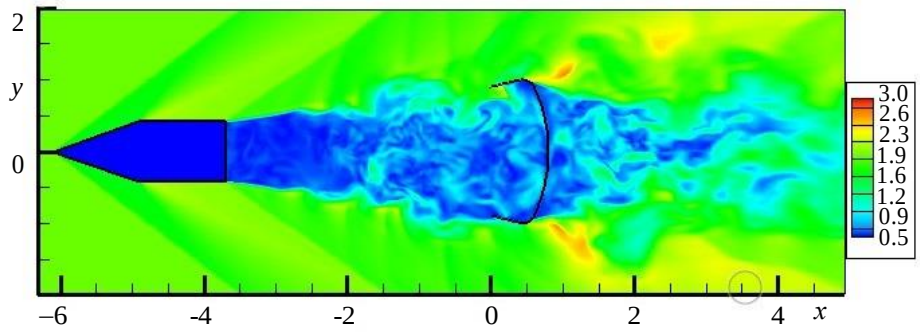
б)

Рис. 5. Поля коэффициента давления C_p — (а) и местного значения числа Маха М — (б). $M_\infty = 2$; $L / D_1 = 5.95$; $L / R_0 = 5$

На рис. 6 приведены аналогичные картины для расстояния $L / D_1 = 4.4$ ($L / R_0 = 3.7$). Здесь течение существенно отличается от представленного на рис. 5. При расстоянии между куполом и головным телом $L / D_1 = 4.4$ образуется квазизастойная зона и реализуется режим обтекания с «открытым следом».



а)



б)

Рис. 6. Поля коэффициента давления C_p — (а) и местного значения числа Маха М — (б). $M_\infty = 2$; $L/D_1 = 4.4$; $L/R_0 = 3.7$

Для проведенных расчетов осуществлено сравнение с экспериментальными данными [1,15]. Так на рис. 7 приведены значения коэффициента сопротивления купола C_x при различных относительных расстояниях L/D_1 между куполом и головным телом. Видно, что при значении $L/D_1 \approx 5$, происходит резкое изменение величины C_x, связанное со сменой режима обтекания. Следует отметить, что в экспериментах наблюдаются гистерезисные явления, когда в зависимости от условий эксперимента, режим обтекания меняется при различном значении L/D_1 [1].

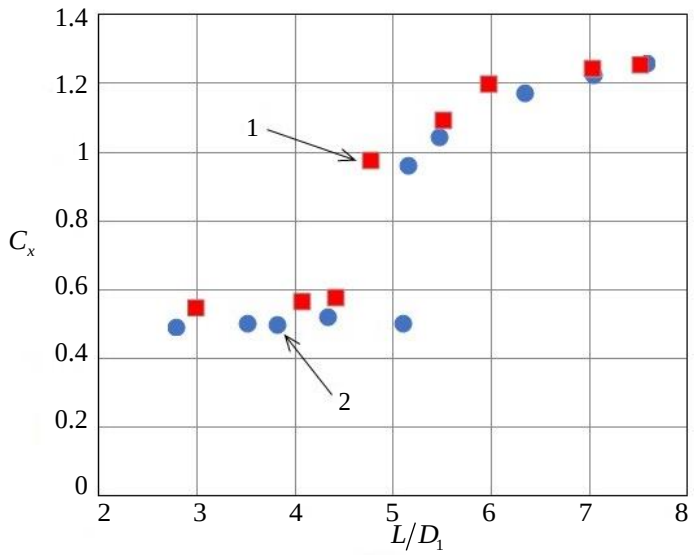


Рис. 7. Зависимость коэффициента сопротивления купола C_x от расстояния L/D_1 между куполом и головным телом. 1 – расчет, 2 – эксперимент

Заключение. Результаты расчетов обтекания сверхзвуковым потоком парашюта в следе за головным телом и их сопоставление с экспериментальными данными показывают возможности математического моделирования подобного класса задач аэродинамики. При этом численное моделирование, реализуемое на современных вычислительных комплексах, позволяет выявлять две принципиально отличающиеся картины течения, зависящие от расстоянием между головным телом и парашютом и характеризующиеся скачкообразным изменением величины коэффициента сопротивления купола парашюта.

Представленные результаты получены на вычислительных системах Межведомственного суперкомпьютерного центра Российской академии наук (МСЦ РАН).

Работа выполнена в рамках Государственного задания ИАП РАН.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И., Вишняк А.А. *Парашютные системы*. Москва, Наука, Физматлит, 1996, 288 с.

[2] Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. *Парашютные системы. Проблемы и методы их решения*. Москва, Физматлит, 2009, 576 с.

[3] Крайко А.Н., Пьянков К.С. Течения идеального газа с отрывными зонами и нестационарными контактными разрывами сложной формы. *Известия РАН. МЖГ*, 2006, № 5, с. 41-54.

[4] Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. *Численное решение многомерных задач газовой динамики*. Москва, Наука, 1976, 400 с.

[5] Колган В.П. Применение принципа минимальных значений производной к построению конечноразностных схем для расчета разрывных решений газовой динамики. *Учёные записки ЦАГИ,* 1972, Т. 3, № 6, с. 68-77.

[6] Родионов А.В. Монотонная схема второго порядка для сквозного счета неравновесных течений. *Журнал вычислительной математики и математической физики*, 1987, Т. 27, № 4, с. 585-593.

[7] Родионов А.В. Повышение порядка аппроксимации схемы С.К. Годунова. *Журнал вычислительной математики и математической физики*, 1987, Т. 27, № 12, с. 1853-1860.

[8] Тилляева Н.И. Обобщение модифицированной схемы С.К. Годунова на произвольные нерегулярные сетки. *Учёные записки ЦАГИ*, 1986, Т. 17, № 2, с. 18-26.

[9] А.В. Бабаков, В.С. Финченко. Численное исследование сверхзвукового обтекания и силовых характеристик спускаемого в атмосфере аппарата и находящегося в его следе парашюта. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2022, № 4 (58), с. 10-17.

[10] А.В. Бабаков, В.С. Финченко. Результаты численного определения влияния несоосного расположения десантируемого объекта и парашюта в сверхзвуковом потоке газа на их аэродинамические характеристики и структуру течения. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2023, № 1 (59), с. 21-29.

[11] Бабаков В.А. Численное моделирование структуры потока около спускаемого аппарата и расположенного в его следе парашюта при сверхзвуковом движении. *Математическое моделирование и численные методы*, 2023, № 3, с. 62–79.

[12] Бабаков А.В. Программный комплекс «Flux» для моделирования фундаментальных и прикладных задач аэрогидродинамики. *Журнал вычислительной математики и математической физики*, 2016, Т. 56, № 6, с. 255-265.

[13] Прокопов Г.П. О приближенных реализациях метода Годунова. *Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН*, 2007, №15, 28 с.

[14] Прокопов Г.П., Северин А.В. *Экономичная реализация метода Годунова*. Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2009, № 29, 24 с.

[15] Барышев В.Н., Гувернюк С.В., Звонов А.П., Лоханский Я.К., Ульянов Г.С., Фалунин М.П. *Исследование обтекания проницаемых тел и парашютов при различных фазах наполнения.* Институт механики МГУ, Москва, Изд-во МГУ, 1984, 59 с.

Статья поступила в редакцию 26.06.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Апаринов В.А., Бабаков А.В., Гайдаенко В.И. Численное моделирование обтекания сверхзвуковым потоком парашюта с головным телом. *Математическое моделирование и численные методы,* 2024, № 4, с. 52–65.

Апаринов Владимир Александрович — д-р тех. наук, профессор, начальник НИЦ - главный научный сотрудник АО «НИИ Парашютостроения». e-mail: AparinovVA@tdhc.ru

Бабаков Александр Владимирович — д-р физ.-мат. наук, заведующий отделом Института Автоматизации проектирования РАН, руководитель научного направления. e-mail: avbabakov@mail.ru

Гайдаенко Валерий Иванович — д-р физ.-мат. наук, старший научный сотрудник, ведущий инженер Института автоматизации проектирования РАН. e-mail: g-v-i@mail.ru

Numerical simulation of supersonic flow around a parachute with a head body

© V.A. Aparinov[1], A.V. Babakov[2], V.I. Gaydaejnko[2]

[1]JSC "Research Institute of Parachute Engineering", 107241, Russia
[2]ICAD RAS, Moscow, 123056, Russia

The article presents the results of numerical modeling of the non-stationary flow that occurs near the parachute canopy located in the near wake of the head body. Modeling revealed two qualitatively different flow regimes, depending on the distance between the body and the canopy. The results of modeling the flow around the parachute dome with various degrees of its structural permeability are also presented. For the considered flows, the aerodynamic characteristics of the parachute canopy are compared with ex-

perimental data. Pictures of non-stationary fields of gas-dynamic parameters are given. Modeling is based on a conservative numerical method of second-order approximation and is implemented on computing systems of a parallel architecture.

***Keywords**: mathematical modeling, Godunov method, parachute, aerodynamic characteristics, parallel calculations*

REFERENCES

[1] Rysev O.V., Ponomarev A.T., Vasil`ev M.I., Vishnyak A.A. *Parashyutnye sistemy*. [Parachute systems]. Moscow, Nauka Publ., Fizmatlit, 1996, 288 p.

[2] Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. *Parashyutnye sistemy. Problemy i metody ix resheniya.* [Parachute systems. Problems and methods of their solution]. Moscow, Fizmatlit, 2009, 576 p.

[3] Krajko A.N., Pyankov K.S. Techeniya idealnogo gaza s otryvnymi zonami i nestacionarnymi kontaktnymi razryvami slozhnoj formy. [Ideal gas flows with detachable zones and non-stationary contact discontinuities of complex shape]. *Fluid Dynamics*, 2006, No. 5, pp. 41-54.

[4] Godunov S.K., Zabrodin A.V., Ivanov M.Ya., Krajko A.N., Prokopov G.P. *Chislennoe reshenie mnogomernyx zadach gazovoj dinamiki.* [Numerical solution of multidimensional problems of gas dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1976, 400 p.

[5] Kolgan V.P. Primenenie principa minimalnyx znachenij proizvodnoj k postroeniyu konechnoraznostnyx sxem dlya rascheta razryvnyx reshenij gazovoj dinamiki. [Application of the principle of minimum derivative values to the construction of finite difference schemes for calculating discontinuous solutions of gas dynamics]. *Uchyonye zapiski CAGI* [Scientific notes of TsAGI], 1972, T. 3, No. 6, pp. 68-77.

[6] Rodionov A.V. Monotonnaya sxema vtorogo poryadka dlya skvoznogo scheta neravnovesnyx techenij. [A monotonic second-order scheme for end-to-end counting of non-equilibrium flows]. *Computational Mathematics and Mathematical Physics*, 1987, Vol. 27, No. 4, pp. 585-593.

[7] Rodionov A.V. *Povyshenie poryadka approksimacii sxemy S.K. Godunova*. [Improving the approximation order of the S.K. Godunov scheme]. *Computational Mathematics and Mathematical Physics*, 1987, Vol. 27, No. 12, pp. 1853-1860.

[8] Tillyaeva N.I. *Obobshhenie modificirovannoj sxemy S.K. Godunova na proizvolnye neregulyarnye setki*. [Generalization of the modified S.K. Godunov scheme to arbitrary irregular grids]. *Uchyonye zapiski CAGI* [Scientific notes of TsAGI], 1986, Vol. 17, No. 2, pp. 18-26.

[9] A.V.Babakov, V.S.Finchenko. Chislennoe issledovanie sverxzvukovogo obtekaniya i silovyx xarakteristik spuskaemogo v atmosfere apparata i naxodyashhegosya v ego slede parashyuta. [Numerical study of supersonic streamline and force characteristics of the descent in the atmosphere vehicle and the parachute located in its wake]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina*, 2022, No. 4 (58), pp. 10-17.

[10] Babakov A.V., Finchenko V.S. Rezultaty chislennogo opredeleniya vliyaniya nesoosnogo raspolozheniya desantiruemogo obekta i parashyuta v sverxzvukovom potoke gaza na ix aerodinamicheskie xarakteristiki i strukturu techeniya, [Results of numerical determination of misaligned location influence of landing object and parachute in supersonic gas flow on their aerodynamic characteristics and flow structure]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina*, 2023, No. 1 (59), pp.

21-29.

[11] Babakov V.A. Numerical simulation of the flow structure near the descent vehicle and the parachute located in its wake during supersonic motion. *Mathematical Modeling and Computational Methods*, 2023, No. 3, pp. 62–79.

[12] Babakov A.V. Programmnyj kompleks «Flux» dlya modelirovaniya fundamentalnyx i prikladnyx zadach ae`rogidrodinamiki. [Program Package FLUX for the Simulation of Fundamental and Applied Problems of Fluid Dynamics]. *Computational Mathematics and Mathematical Physics*, 2016, Vol. 56, No. 6, pp. 255-265.

[13] Prokopov G.P. O priblizhennyx realizaciyax metoda Godunova. [On approximate implementations of the Godunov method]. *Keldysh Institute PREPRINTS*, 2007, No. 15, 28 p.

[14] Prokopov G.P., Severin A.V. Ekonomichnaya realizaciya metoda Godunova. [Economical implementation of the Godunov method]. *Keldysh Institute PREPRINTS*, 2009, No. 29, 24 p.

[15] Bary`shev V.N., Guvernyuk S.V., Zvonov A.P., Loxanskij Ya.K., Ul`yanov G.S., Falunin M.P. *Issledovanie obtekaniya proniczaemy`x tel i parashyutov pri razlichny`x fazax napolneniya.* [Investigation of the flow around permeable bodies and parachutes at various filling phases]. Institut mekhaniki MGU, Moskva, Izd-vo MGU [Institute of Mechanics of Moscow State University, Moscow, Moscow State University Publishing House], 1984, 59 p.

Aparinov V. A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the Scientific Research Center - Chief Researcher of JSC "Research Institute of Parachute Engineering". e-mail: AparinovVA@tdhc.ru

Babakov A.V., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Head of the department of Institute for Computer-Aided Design Russian Academy of Sciences. Head of the scientific direction. e-mail: avbabakov@mail.ru

Gaydaenko V.I., Dr. Sc. (Eng.), Senior Researcher, Lead engineer of Institute for Computer-Aided Design Russian Academy of Sciences. e-mail: g-v-i@mail.ru