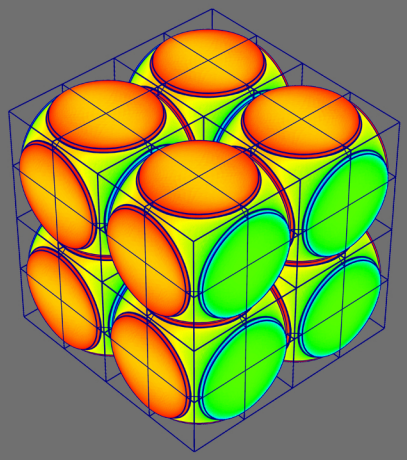
ISSN 2309-3684



Математическое моделирование и численные методы

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.

Источник: https://mmcm.bmstu.ru/articles/316/

Параметры загрузки:
IP: 216.73.217.130
18.11.2026 06:28:33

УДК 519.6, 533.6 DOI: 10.18698/2309-3684-2023-3-6279

Численное моделирование структуры потока около спускаемого аппарата и расположенного в его следе парашюта при сверхзвуковом движении

© А.В. Бабаков

ИАП РАН, г. Москва, 123056, Россия

Представлены результаты численного исследования пространственной нестационарной структуры потока, возникающей при сверхзвуковом движении в атмосфере спускаемого аппарата и расположенного в его вихревом следе парашюта. Рассмотрены случаи нахождения аппарата под углом атаки и различного расположения парашюта по отношению к аппарату. Для различных расстояний между аппаратом и парашютом приведены картины возникающей между ними и в ближнем следе парашюта пространственной нестационарной вихревой структуры потока. Показано существенное влияние расстояния между аппаратом и парашютом на структуру течения и характеристики силового воздействие потока на парашют. Представлены данные по влиянию угла атаки аппарата на аэродинамические характеристики парашюта. Численное моделирование проведено с использованием двух консервативных численных методик, основанных на аппроксимации законов сохранения, записанных в интегральной форме для конечного объема. Расчеты проведены на основе параллельных алгоритмов, реализованных на современных суперкомпьютерных системах.

Ключевые слова: *математическое моделирование, аэродинамика, спускаемый аппарат, парашют, картина обтекания, силовые характеристики*

Введение. Для торможения спускаемых аппаратов в атмосфере планет и их посадки на поверхность используются, в частности, парашютные системы. Диапазон скоростей движения спускаемого аппарата как при вводе в действие парашюта и раскрытии купола, так и при дальнейшем торможении для надежной посадки на поверхность достаточно широк: от сверхзвуковых скоростей – до малых дозвуковых. Раскрытие купола парашюта происходит в условиях нестационарного следа за аппаратом. После раскрытия купола парашюта структура потока как между спускаемым аппаратом и куполом парашюта (далее – парашют), так и в следе за парашютом имеет пространственный и нестационарный вихревой характер, влияющий на силовое воздействие потока как на парашютную систему, так и на аппарат.

Возникающая структура потока во многом влияет на надежность срабатывания парашютной системы и зависит как от скорости движения в газовой среде, так и от геометрических параметров системы - формы аппарата и парашюта, их взаимного расположения в пространстве. Знание силовых характеристик воздействия потока как на парашют и аппарат, так и на систему в целом, необходимы для расчетов

траектории спуска и динамики движения системы. Силовое и тепловое воздействие потока на парашют накладывает также определенные требования на используемый для него материал.

Вся эта информация необходима на стадии проектирования систем торможения при спуске и посадке объектов в атмосфере планеты и обеспечивается как на основе математических моделей, численных расчетов, так и, как завершающий этап, лабораторными и натурными экспериментами, если это реализуемо.

Рассматриваемая задача подвергалась многочисленным экспериментальным исследованиям, среди которых выделим [1-3], а также теоретическому и численному изучению, например, [4,5].

Представленные ниже результаты являются продолжением исследований [6,7], посвященных численному изучению сверхзвукового обтекания системы аппарат-парашют при различной удаленности парашюта от аппарата при их соосном и несоосном расположении для различных значений числа Маха.

В представленных ниже результатах рассматривается сверхзвуковое обтекание находящегося под углом атаки аппарата и расположенного в его нестационарном вихревом следе парашюта. Численные исследования проведены при различных углах атаки аппарата при соосном и несоосном расположении аппарата и парашюта.

Математическая модель. Постановка задачи. Моделирование основано на аппроксимации законов сохранения аддитивных характеристик среды (массы M, компонент импульса P_k и полной энергии E), записанных в интегральной форме для конечного объема Ω. Используется нестационарная модель невязкого совершенного газа (модель Эйлера).

$$\frac{\partial F}{\partial t} = -\oint\limits_{S_\Omega} \mathbf{Q}_F \mathbf{n}\, dS\,,\ F = (M, P_k, E)\,,\ F = \oint\limits_{\Omega} f\, d\,\Omega\,,$$

$$\mathbf{Q}_M = \rho \mathbf{V}\,,\ \mathbf{Q}_{P_k} = \rho v_k \mathbf{V} + p\mathbf{e}_k\,,\ \mathbf{Q}_E = \rho\varepsilon\mathbf{V} + p\mathbf{V}\,, \qquad (1)$$

$$\varepsilon = \sum_k v_k^2 / 2 + e\,.$$

В (1) $\mathbf{Q}_F$ — вектор плотности потока аддитивной характеристики F - массы, компонент импульса и полной энергии, $f - \{\rho, \rho v_\kappa, \rho\varepsilon\}$ соответствующие плотности распределения, v_κ — компоненты скорости $\mathbf{V}$, S_Ω — поверхность, ограничивающая Ω, $\mathbf{n}$ — вектор единичной к S_Ω нормали. Используются декартовы компоненты векторных величин (импульса, скорости, нормали).

Система уравнений (1) дополняется уравнением состояния совершенного газа $p = (\gamma - 1)\rho e$, где p — давление, γ — отношение удельных теплоемкостей, e — удельная внутренняя энергия.

Законы сохранения (1) записываются для каждого конечного объема Ω, возникающего при дискретизации области интегрирования.

Ниже конечно-разностное представление уравнений (1) используется для моделирования сверхзвуковых пространственных течений около спускаемого в атмосфере аппарата и расположенного в его нестационарном следе парашюта.

Спускаемый аппарат представляет собой осесимметричное тело, лобовой поверхностью которого является 140-градусный затупленный по сфере конус и сопряженной с ним боковой поверхностью формы обратного усеченного конуса. Парашют моделируется как осесимметричное недеформируемое непроницаемое тело, не меняющее своей формы в процессе интегрирования по времени и представляющее собой 70-градусный сферический сегмент (рис.1).

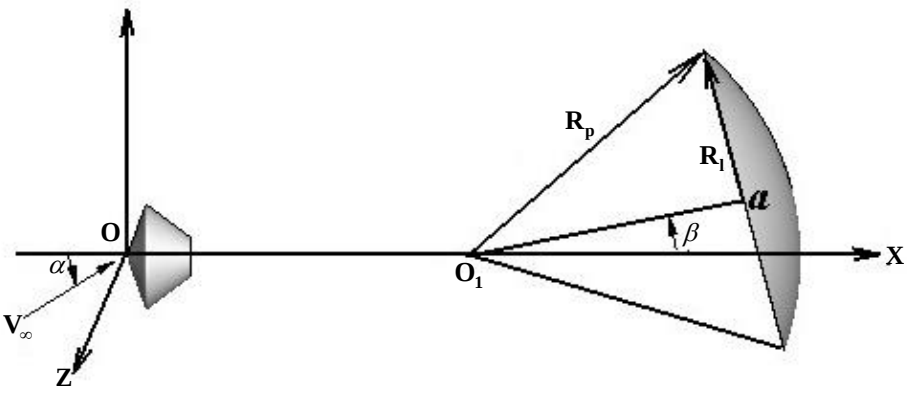


Рис 1. Форма спускаемого аппарата и парашюта. Используемая система координат и обозначения

На рис.1 α — угол атаки аппарата, β — угол между осями симметрии аппарата и парашюта.

В области интегрирования вводится декартова система координат (x, y, z) с центром, совпадающим с передней точкой аппарата. Область интегрирования ограничивается внешней цилиндрической поверхностью радиуса $15R_0$ с величиной, образующей $42R_0$, где R_0 — радиус миделева сечения аппарата. При этом координаты x левой и правой границ принимались равными $-2R_0$ и $40R_0$ соответственно.

Краевые условия на внешней границе области интегрирования задаются следующим образом. На наветренной стороне границы зада-

ются параметры набегающего невозмущенного сверхзвукового потока, на подветренных сторонах границы используются краевые условия, определяемые нулевой производной газодинамических переменных по нормали к границе при положительном значении нормальной компоненты скорости v_n и параметрами невозмущенного набегающего потока при ее отрицательном значении. На жестких поверхностях аппарата и парашюта используются условия непротекания и экстраполяции давления из области потока.

Используемые методики численного моделирования. Численное моделирование проводится на основе комплекса программ FLUX [8], предназначенного для исследования пространственных нестационарных течений сжимаемого газа в широком диапазоне определяющих параметров. Параллельные алгоритмы комплекса реализованы на суперкомпьютерных системах параллельной архитектуры. Используемые в расчетах численные методики основаны на конечно-разностной аппроксимации законов сохранения (1), записанных в интегральной форме для каждого конечного объема, возникающего при дискретизации области интегрирования.

$$\Omega_m \frac{f_m^{n+1} - f_m^n}{\tau} = -\sum_{S_i} \left(\mathbf{Q}_F \mathbf{n}\, dS \right)_{S_i}, \qquad (2)$$

В (2) индекс m указывает на значение функции в характерной внутренней точке объёма Ω_m, n — индекс временного слоя, τ — шаг интегрирования по времени. Используется первый порядок аппроксимации по времени. Вектора плотностей потоков аддитивных характеристик вычисляются в центральных характерных точках поверхностей S_i объема Ω_m.

Первая используемая методика (далее — M_1) основана на явных конечно-разностных схемах консервативного метода потоков [9,10], в которых осуществляется вычисление векторов плотностей потоков на всех гранях конечного объема с использованием “upwind” конечно-разностных аппроксимаций плотностей распределения аддитивных характеристик f и “симметричной” аппроксимацией скорости переноса v_n и давления p в центральных точках поверхностей S_i объема Ω_m.

Имея ввиду использование структурированных сеток будем далее для конечных объемов и их граней использовать следующие обозначения: целые нижние индексы будут относиться к центральным характерным точкам конечных объемов, а дробные — к центральным ха-

рактерным точкам граней. Тогда аппроксимации нормальной компоненты скорости и давления, например на грани $S_{l+1/2,k,m}$, записываются следующим образом:

$$(v_n)_{l+1/2,k,m} = \sum_{i=1}^{3} \{[(b_1)_{l+1/2,k,m}(v_i)_{l,k,m} + (b_2)_{l+1/2,k,m}(v_i)_{l+1,k,ml}](n_i)_{l+1/2,k,m}\},$$
$$p_{l+1/2,k,m} = (b_1)_{l+1/2,k,m}\, p_{l,k,m} + (b_2)_{l+1/2,k,m}\, p_{l+1,k,m},\ b_1 + b_2 = 1. \quad (3)$$

В (3) n_i — декартовы компоненты вектора нормали. Интерполяционные коэффициенты b_1 и b_2 определяются на каждой грани $S_{l+1/2,k,m}$ с учетом неравномерности сетки с сохранением второго порядка аппроксимации.

Рассматриваемые ниже течения характеризуются присутствием ударных волн и скачков уплотнения. С целью избежать проявлений немонотонных свойств схем второго порядка на разрывах вычисление плотностей распределения f на границах конечных объемов осуществлялось по соотношениям первого порядка, а именно:

$$f_{l+1/2,k,m} = f_{l,k,m},\quad (v_n)_{l+1/2} \geq 0,$$
$$f_{l+1/2,k,m} = f_{l+1,k,m},\ (v_n)_{l+1/2} < 0.$$

При этом возможная потеря точности компенсируется малыми размерами конечных объемов. Число конечных объемов в области интегрирования составляло до 60 миллионов.

Вторая используемая в расчетах методика (далее — M_2) основана на модифицированной схеме Годунова [11] повышенного порядка аппроксимации с решением задачи Римана о распаде разрыва итерационным методом. Для улучшения монотонных свойств схемы используется методика [12]. В используемом подходе аппроксимация газодинамических переменных $U = \{\rho, p, v_k\}$ с левой U_{Left} и правой U_{Right} сторон граней осуществлялась следующим образом (на примере аппроксимации U_{Left} на грани $S_{l+1/2,k,m}$):

$$U_{\max} = \max(U_l, U_{l-1}, U_{l+1}),\ U_{\min} = \min(U_l, U_{l-1}, U_{l+1}),$$
$$W_1 = (b_1)_{l+1/2,k,m} U_{l,k,m} + (b_2)_{l+1/2,k,m} U_{l+1,k,m},$$
$$W_2 = (b_1)_{l-1/2,k,m} U_{l-1,k,m} + (b_2)_{l-1/2,k,m} U_{l,k,m},$$
$$\lambda = W_1 - W_2,$$
$$\Delta_1 = \lambda / 2,\ \Delta_2 = -\lambda / 2,$$

$$\Psi = \min_{k=1,2}\begin{cases} \min\left(1, \dfrac{U_{\max} - U_{l,k,m}}{\Delta_k}\right), \ \Delta_k > 0, \\ \min\left(1, \dfrac{U_{\min} - U_{l,k,m}}{\Delta_k}\right), \ \Delta_k < 0, \\ 1, \ \Delta_k = 0, \end{cases}$$

$$(U_{Left})_{l+1/2,k,m} = U_{l,k,m} + \Delta_1 \Psi \, .$$

Аналогично проводится аппроксимация газодинамических переменных $(U_{Right})_{l+1/2,k,m}$ с правой стороны грани $S_{l+1/2,k,m}$.

Далее итерационным методом решается задача распада разрыва и определяются плотности распределения и вектора плотностей потоков $\mathbf{Q}_F$ на грани $S_{l+1/2,k,m}$ и, аналогично, на других гранях конечного объема $\Omega_{l,k,m}$. Отметим, что в используемом подходе коррекция потоков осуществляется независимо для каждой газодинамической переменной $U = \{\rho, p, v_k\}$.

Представленные методики включены в программный комплекс FLUX и на их основе проводилось численное моделирование рассматриваемой задачи на вычислительном комплексе с пиковой производительностью 181 TFlops и объемом оперативной памяти 17408 GB [13].

При построении вычислительных сеток, определяющих конечные объемы, использовалось экспоненциальное сгущение (сжатие) к поверхностям аппарата и парашюта, а также сгущение сетки в областях следа.

Ниже используются безразмерные переменные. В качестве характерных величин выбраны: R_0 — радиус миделева сечения спускаемого аппарата, плотность ρ_∞, температура T_∞ и скорость V_∞ набегающего потока газа на бесконечности. Время t отнесено к значению R_0 / V_∞, давление к $\rho_\infty V_\infty^2$, а силовые характеристики отнесены к $\rho_\infty V_\infty^2 R_\infty^2$.

Геометрические параметры аппарата совпадают с представленными в [14]. Радиус миделева сечения парашюта R_1 принимается равным $3R_0$, а радиус сферической поверхности парашюта $R_p = 5,.23R_0$. Геометрические параметры парашюта соответствуют принятым в [4,5].

Результаты численного моделирования и их анализ. Численное моделирование проведено для сверхзвукового значения числа Маха

набегающего потока $M_\infty = 1.8$ и отношения удельных теплоёмкостей $\gamma = 1.335$.

Параметрические расчеты реализованы для трех значений угла атаки $\alpha = 0^\circ,\ 10^\circ,\ 20^\circ$ при двух различных расстояний $L_p = x_a$ между спускаемым аппаратом и куполом парашюта $L_p = 12,\ 18$ при различных расположениях парашюта по отношению к спускаемому аппарату, т.е. при различных углах β между осями парашюта и аппарата: $\beta = 0^\circ,\ 15^\circ,\ 35^\circ$.

Моделирование реализуется в 2 этапа: на первом этапе осуществляется расчет течения около спускаемого аппарата без купола парашюта в его следе до формирования установившегося нестационарного ближнего следа (условный момент времени $t = t_0$). Так на рис. 2 показана картина течения при нулевом угле атаки. Структура потока здесь и далее представлена в форме численного аналога картин течения, основанных на шлирен-методе визуализации в экспериментальных лабораторных исследованиях, а именно, в виде поля градиента плотности (в логарифмическом представлении) — $lg\left|grad\left(\rho\right)\right|$.

Можно выделить две области вихревого движения: первая — донная область за спускаемым аппаратом и вторая — за хвостовым скачком с выраженными вихревыми структурами за ним.

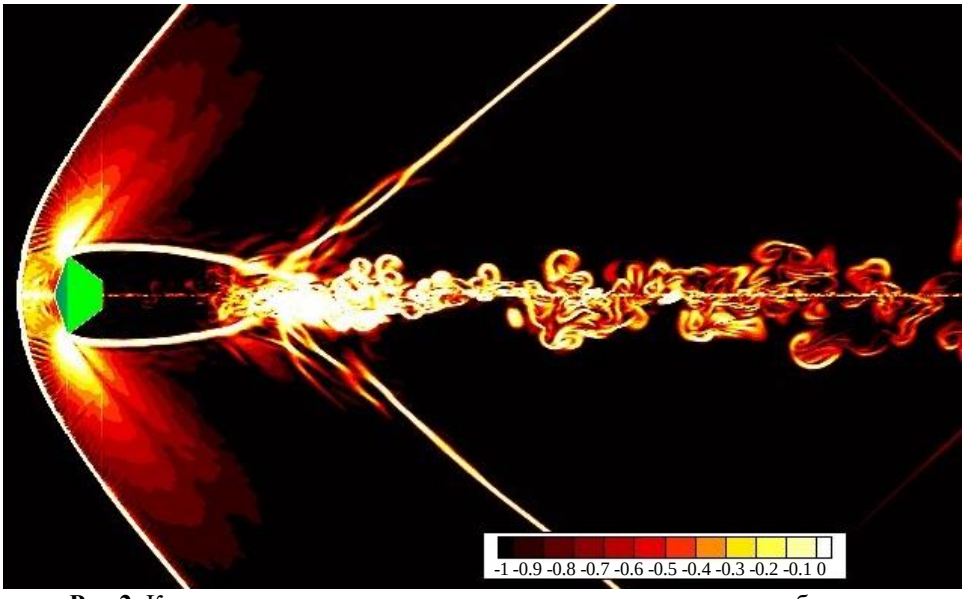


Рис 2. Картина вихревого течения около спускаемого аппарата без парашюта в следе при $M_\infty = 1.8$

На втором этапе моделирования в момент времени $t = t_0$ в вихревом следе за спускаемым аппаратом “размещается” парашют и интегрирование по времени продолжается до формирования установившегося (для осредненных по времени значений аэродинамических характеристик спускаемого аппарата и парашюта) нестационарного течения. Так на рис.3 показано поведение во времени силовых характеристик, действующих на аппарат и парашют при $L_p = 12$ ($t_0 = 200$). На рис.3 приведены действующая на аппарат продольная аэродинамическая сила F_x (кривая 1), продольная и нормальная аэродинамические силы F_{px}, F_{py}, действующие на парашют (кривые 2,3 соответственно).

Обратим внимание на то, что присутствие купола в ближнем следе спускаемого аппарата формирует общую вихревую зону между аппаратом и парашютом и приводит к уменьшению действующей на аппарат продольной аэродинамической силы F_x. Силовое воздействие потока на купол имеет ярко выраженный нестационарный характер.

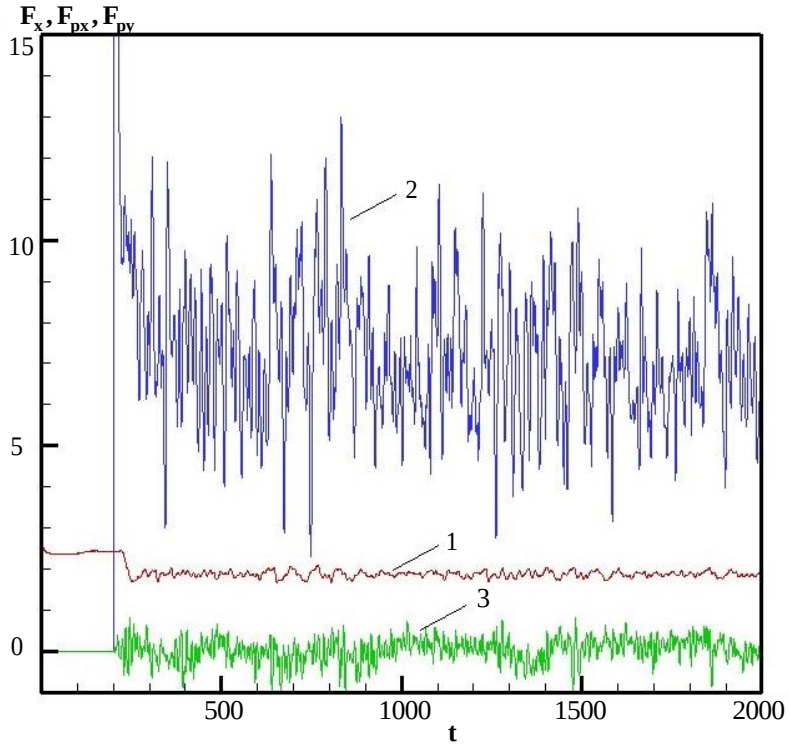


Рис 3. Поведение во времени силовых характеристик, действующих на аппарат и парашют.
1 — действующая на аппарат продольная аэродинамическая сила F_x, z, км
2,3 — продольная и нормальная аэродинамические силы F_{px}, F_{py}, действующие на парашют

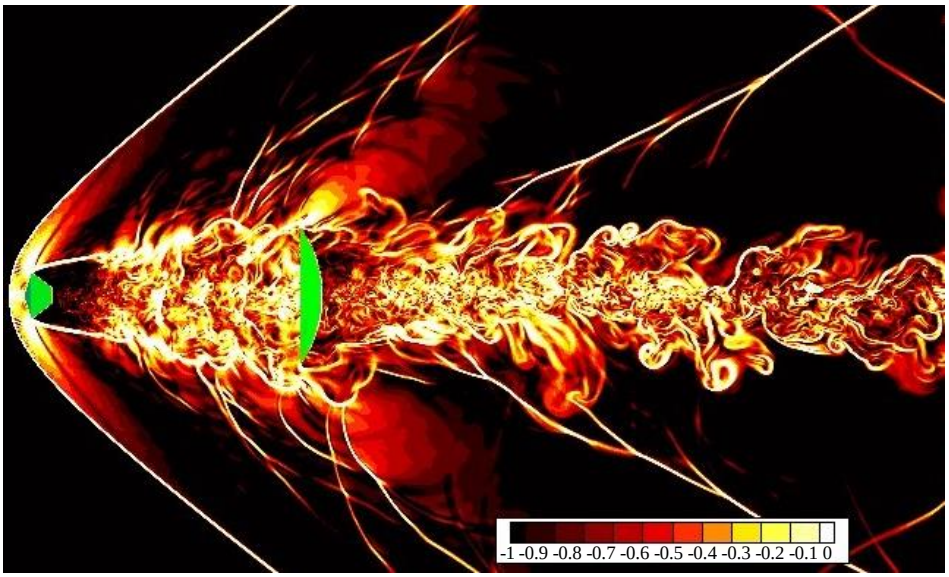
Рассмотрим далее возникающую структуру потока при нахождении спускаемого аппарата под ненулевым углом атаки. На рис. 4 представлены картины течения при расстоянии $L_p = 12$ между спускаемым аппаратом и парашютом при их соосном расположении ($\beta = 0$) для трех значений угла атаки спускаемого аппарата $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 10^\circ$ и $\alpha = 20^\circ$.

При нулевом угле атаки между спускаемым аппаратом и парашютом образуется общая вихревая зона и парашют полностью расположен в этой существенно нестационарной области.

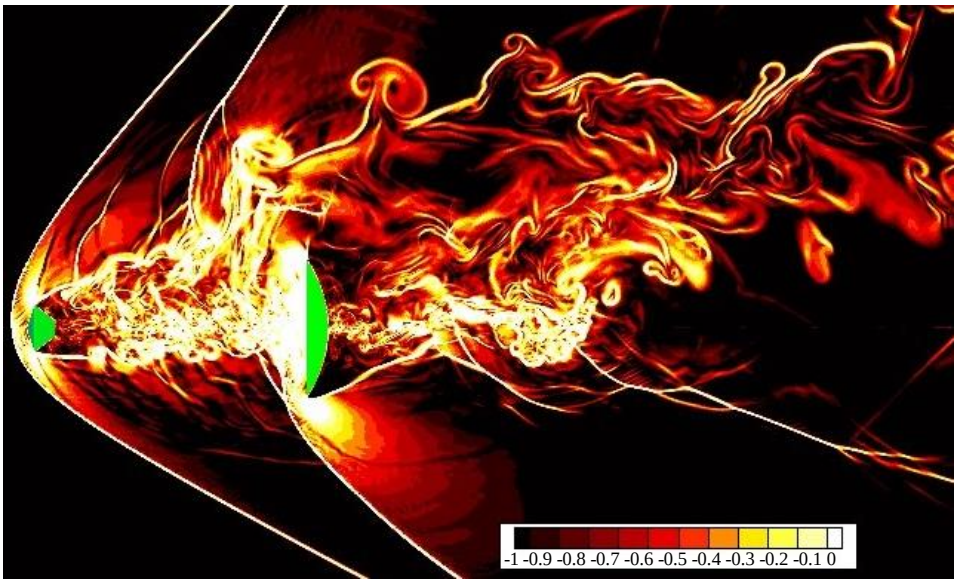
При угле атаки $\alpha = 10^\circ$ (рис. 3б) вихревой след аппарата захватывает не всю область перед парашютом. При этом перед парашютом вне вихревой зоны формируется ударная волна. За системой аппарат-парашют образуется широкая нестационарная вихревая зона ближнего следа.

При дальнейшем увеличении угла атаки аппарата ($\alpha = 20^\circ$, рис. 3с) парашют не попадает в вихревой след за аппаратом, что способствует формированию ударной волны перед парашютом, взаимодействующей с хвостовым скачком в следе аппарата. В ближнем следе парашюта также присутствует хвостовой скачек.

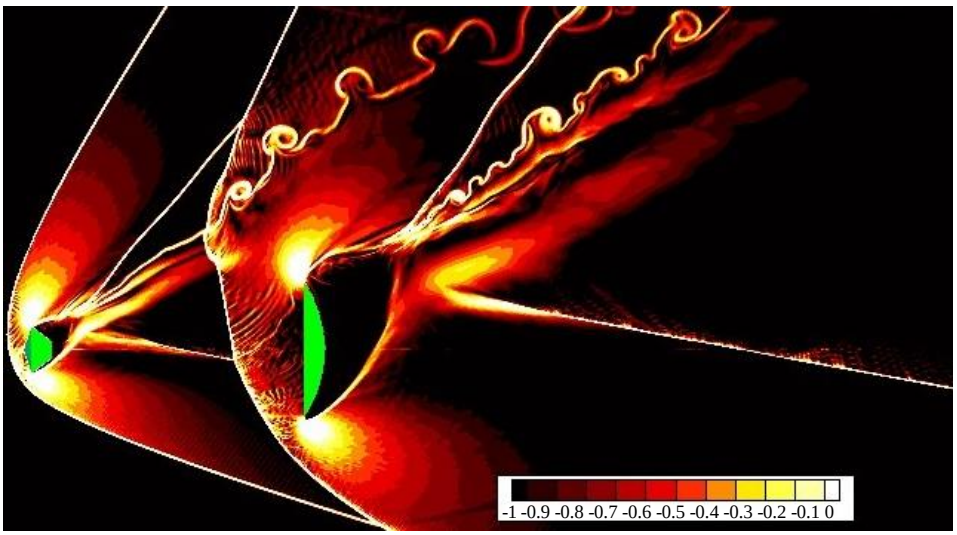
Рассмотрим далее влияние угла атаки спускаемого аппарата на аэродинамические характеристики. В таблице 1 представлены данные для осредненных по времени характеристик силового воздействия потока на спускаемый аппарат и парашют при их соосном расположении для различных значений угла атаки аппарата α.



а)



б)



в)

Рис 4. Структура потока около находящегося под углом атаки спускаемого аппарата и расположенного в его следе парашюта при различных углах атаки а) — $\alpha = 0^{\circ}$, б) — $\alpha = 10^{\circ}$, в) — $\alpha = 20^{\circ}$

Как указывалось выше, расчеты выполнены на основе двух численных методик (M_1 и M_2, см. выше). Обе методики для рассматриваемого пространственного нестационарного вихревого течения сложной структуры дают достаточно близкие значения.

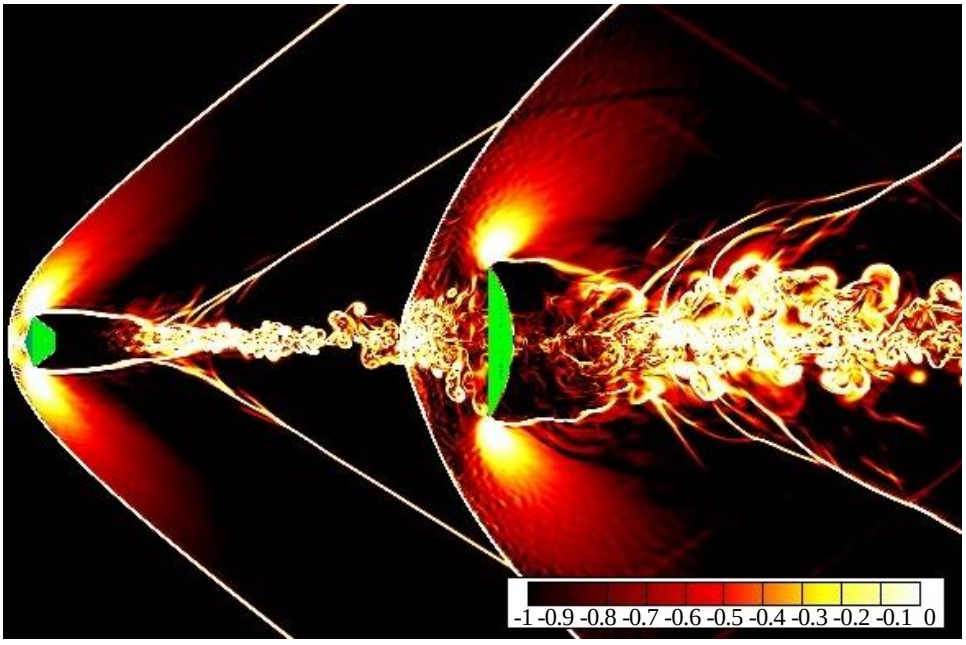
Рассмотрим далее картины течения, возникающего при увеличенном расстоянии между спускаемым аппаратом и парашютом (также при их соосном расположении).

Таблица 1

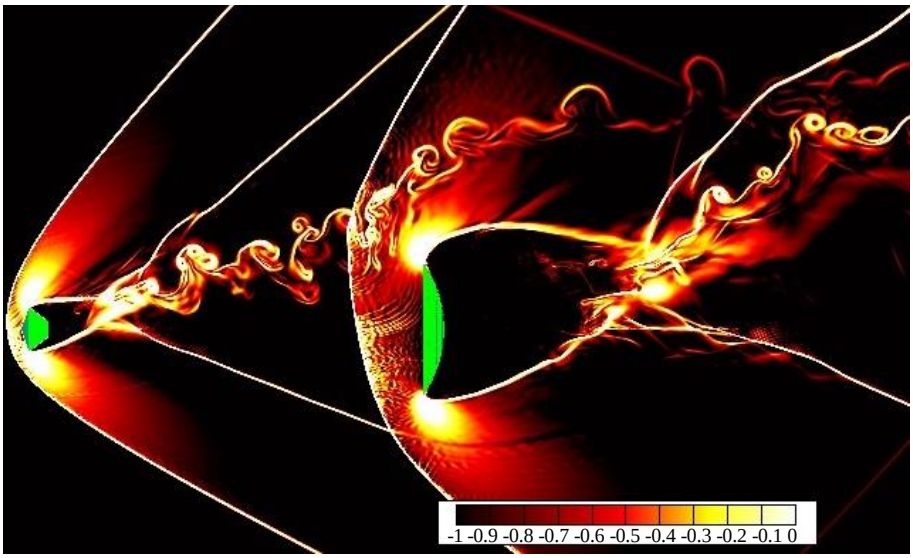
Осредненные по времени значения продольной F_{px} и нормальной F_{py} аэродинамических сил, действующих на парашют, продольной аэродинамической силы F_x, действующей на спускаемый аппарат, при расстояниях L_p=12 между аппаратом и парашютом

$L_p = 12$	*Методика*	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 20^\circ$
F_{px}	M_1	7.0	17.5	25.0
	M_2	6.9	17.5	25.3
F_{py}	M_1	0	-1.70	-0.28
	M_2	0	-1.50	-0.30
F_x	M_1	1.88	1.9	2.37
	M_2	1.88	1.87	2.38

На рис. 5 показана структура потока при расстоянии $L_p = 18$ для углов атаки $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = 10^\circ$. При расстоянии $L_p = 18$ перед парашютом присутствует ударная волна и общая вихревая зона между аппаратом и парашютом не формируется (в противоположность расчетам при $L_p = 12$, рис. 4 а, б).



а)



б)

Рис 5. Структура потока около находящегося под углом атаки спускаемого аппарата и расположенного в его следе парашюта при различных углах атаки а) — $\alpha = 0^{\circ}$, б) — $\alpha = 10^{\circ}$

В представленной ниже таблице 2 для различных углов атаки аппарата α приведены значения аэродинамических характеристик воздействия потока на аппарат и парашют для расстояния $L_p = 18$ при их соосном расположении ($\beta = 0$).

Таблица 2

Осредненные по времени значения продольной F_{px} и нормальной F_{py} аэродинамических сил, действующих на парашют, продольной аэродинамической силы F_x, действующей на аппарат, при расстоянии между спускаемым аппаратом и парашютом L_p=18

$L_p = 18$	$\alpha = 0^{\circ}$	$\alpha = 10^{\circ}$	$\alpha = 20^{\circ}$
F_{px}	20.5	25.9	26.25
F_{py}	0	-0.28	0.105
F_x	2.325	2.4	2.385

Сравнение данных таблиц 1 и 2 указывает на то, что отсутствие общей вихревой зоны между аппаратом и парашютом приводит к увеличению действующей на аппарат продольной F_x аэродинамической силы. Так для расстояния между аппаратом и парашютом $L_p = 12$, $F_x = 1.88$ при $\alpha = 0^{\circ}$ и $F_x = 1.87$ при $\alpha = 10^{\circ}$, в то время как для расстояния между аппаратом и парашютом $L_p = 18$, $F_x = 2.235$ при $\alpha = 0^{\circ}$ и $F_x = 2.4$ при $\alpha = 10^{\circ}$.

Расстояния между аппаратом и парашютом также значительно влияет на силовые характеристики воздействия потока на парашют. Так для расстояния $L_p = 12$, $F_{px} = 6.9$ при α=0° и $F_{px} = 7,5$ при $\alpha = 10^\circ$, а для расстояния между аппаратом и парашютом $L_p = 18$, $F_{px} = 20.5$ при $\alpha = 0^\circ$ и $F_{px} = 25,9$ при $\alpha = 10^\circ$ соответственно.

Рассмотрим далее влияние несоосности спускаемого аппарата и парашюта при нахождении аппарата под углом атаки на силовое воздействие потока и структуру течения. На рис.6 приведены временные зависимости силовых характеристик при набегании потока под углом атаки $\alpha = 10^\circ$ для угла несоосности $\beta = 35^\circ$, т.е. когда нижняя кромка парашюта расположена на оси симметрии аппарата. Результаты представлены для двух расстояний между аппаратом и парашютом: $L_p = 12$ и $L_p = 18$.

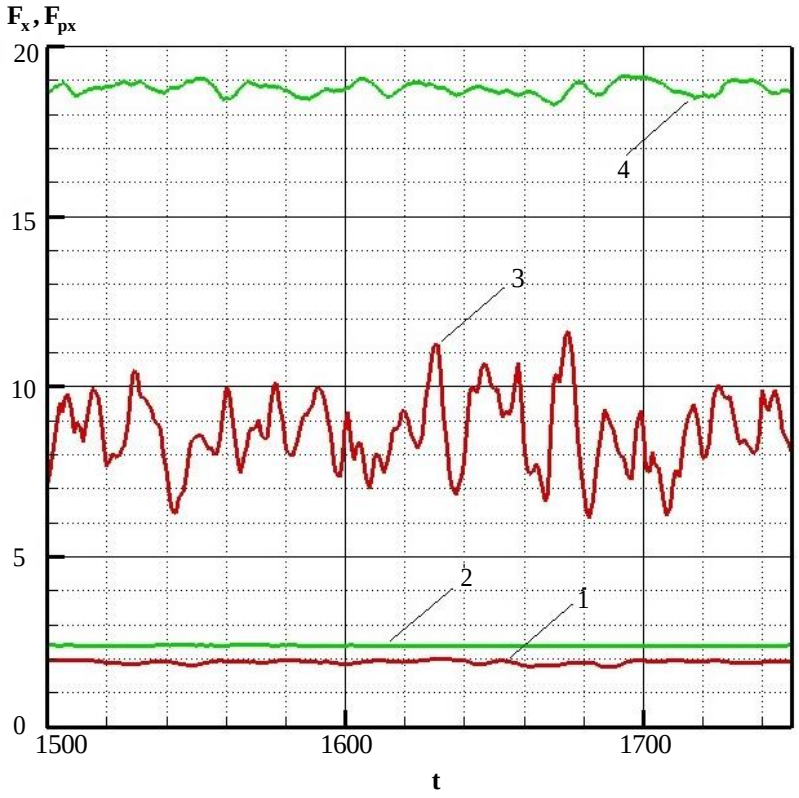
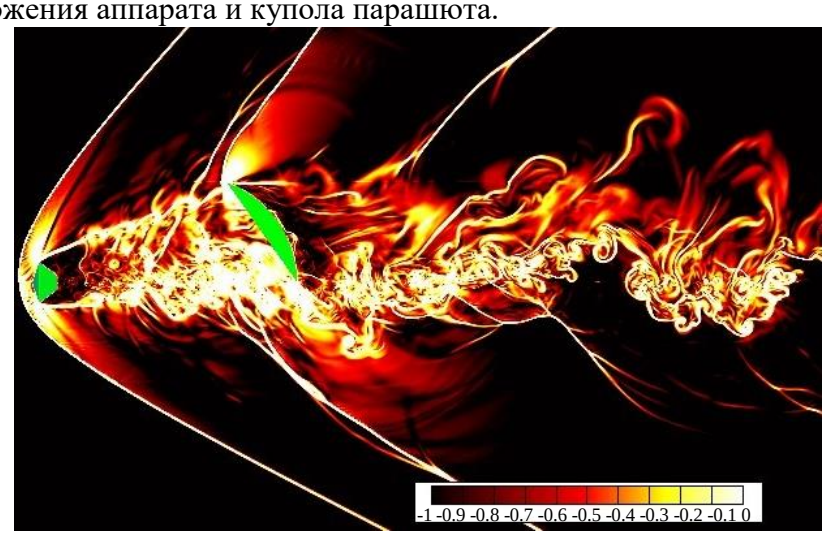


Рис 6. Зависимости во времени при α=10° действующей на аппарат продольной аэродинамической силы F_x (кривые — 1,2) и действующей на парашют аэродинамической силы F_{px} (кривые — 3,4) при различных расстояниях между аппаратом и парашютом.
1,3 — $L_p = 12$; 2,4 — $L_p = 18$

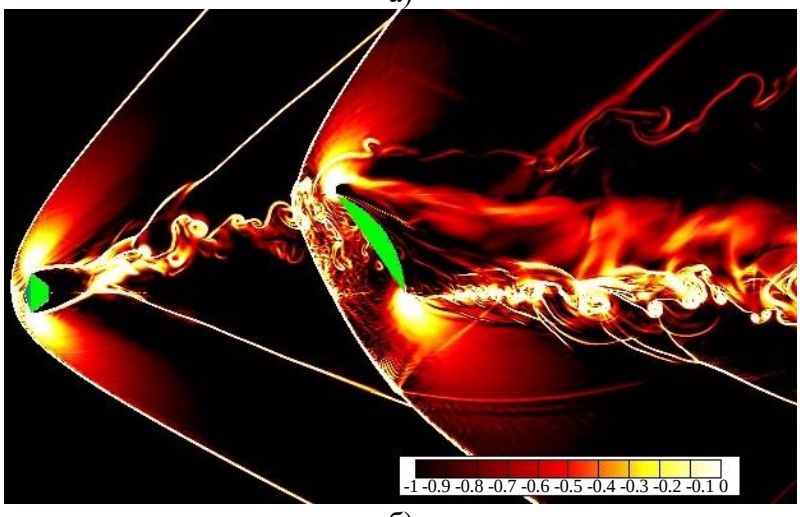
При указанных значениях угла несоосности β и угла атаки α проявление нестационарности в силовом воздействия потока на парашют существенно ослабляется с увеличением расстояния между аппаратом и парашютом (кривая 4 для $L_p = 18$ и кривая 3 для $L_p = 12$).

Увеличение расстояния приводит также к увеличению аэродинамических сил, действующих как на спускаемый аппарат, так и на парашют. Так при $L_p = 12$ осредненные по времени значения $F_x = 1.92$, $F_{px} = 9$, $F_{py} = 6.5$, в то время как при $L_p = 18$: $F_x = 2.395$, $F_{px} = 18.75$, $F_{py} = 13.25$.

На рис. 7 приведены картины течения для рассматриваемого расположения аппарата и купола парашюта.



а)



б)

Рис 7. Структура потока около находящегося под углом атаки спускаемого аппарата при $\alpha = 10^\circ$ и несоосном расположении в его следе парашюта при различных расстояниях между ними. а) — $\alpha = L_p = 12$; б) — $L_p = 18$

Заключение. Проведенные численные исследования показывают, что расстояние между спускаемым аппаратом и парашютом является одним из важных параметров, определяющих структуру потока и оказывающих существенное влияние как на воздействующие на аппарат и парашют аэродинамические силы, так и на временной характер поведения последних. Наличие или отсутствие общей вихревой зоны между спускаемым аппаратом и парашютом существенно влияет на силовое воздействие потока на парашют, и, соответственно, на эффективность торможения. Характер обтекания системы спускаемый аппарат – парашют, как один из факторов, влияет на устойчивость в потоке всей системы в целом.

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

ЛИТЕРАТУРА

[1] Пилюгин Н.Н., Хлебников В.С. Проблема создания парашютной системы для торможения летательного аппарата при сверхзвуковых режимах. *Прикладная математика и техническая физика*, 2010, т. 51, № 5, с. 5-16.

[2] Цыганов П.Г. *Влияние сопротивления переднего тела на перестройку течения между двумя телами, одно из которых находится в следе другого при сверхзвуковом обтекании*. Труды ЦАГИ, 1991, № 2494, 40 с.

[3] Хлебников В.С. Некоторые закономерности изменения аэродинамического сопротивления моделей пар тел при сверхзвуковом обтекании. *Ученые записки ЦАГИ*, 1999, № 3-4, с. 69-77.

[4] Рахматулин Х.А. Теория осесимметричного парашюта. *Научные труды Института механики МГУ*, 1975, № 35, с. 3-35.

[5] Днепров И.В., Пономарев А.Т., Рысев О.В., Семушин С.А. Исследование процессов нагружения и деформирования парашютов. *Математическое моделирование, 1993,* т. 5, № 3, с. 97-109.

[6] Бабаков А.В., Финченко В.С. 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.

[7] Бабаков А.В., Финченко В.С. 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.

[8] Бабаков А.В. Программный комплекс «FLUX» для моделирования фундаментальных и прикладных задач аэрогидродинамики. *Журнал вычислительной математики и матемематической физики*, 2016, т. 56, № 6, с. 1174-1184.

[9] Белоцерковский О.М., Северинов Л.И. Консервативный метод потоков и расчет обтекания тела конечных размеров вязким теплопроводным газом. *Журнал вычислительной математики и матемематической физики*, 1973, т. 13, № 2, с. 385-397.

[10] Бабаков А.В., Белоцерковский О.М., Северинов Л.И. Численное исследование течения вязкого теплопроводного газа у тупого тела конечных размеров. *Известия АН СССР. Механика жидкости и газа*, 1975, № 3, с. 112-123.

[11] Годунов С.К. Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики. *Математический сборник*, 1959, т. 47(89), № 3, с. 271–306.

[12] Barth N.J., Jespersen D.C. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes. *AIAA Paper*, 1989, no. 89-0366. DOI: https://doi.org/10.2514/6.1989-366.

[13] Savin G.I., Shabanov B.M., Telegin P.N., Baranov A.V. Joint Supercomputer Center of the Russian Academy of Sciences: Present and Future. *Lobachevskii Journal Mathematics*, 2019, vol. 40, pp. 1853-1862.

[14] Khartov, V.V., Martynov, M.B., Lukiyanchikov, A.V. Alexashkin, S.N. Conceptual design of "ExoMars-2018" descent module developed by Federal Enterprise Lavochkin association. *Solar System. Research*, 2015, vol. 49, no. 7, pp. 500–508.

Статья поступила в редакцию 17.06.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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.

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

Numerical simulation of the flow structure near the descent vehicle and located in its wake parachute at supersonic motion

© A.V. Babakov

ICAD RAS, Moscow, 123056, Russia

The article presents the results of a numerical study of the spatial non-stationary flow structure arising during supersonic motion in the atmosphere of the descent vehicle and parachute located in its vortex wake. The cases of the vehicle at angle of attack and various location of the parachute in relation to the vehicle are considered. For different distances between vehicle and parachute the patterns of the spatial non-stationary vortex structure of the flow occurring between them and in the near wake of the parachute are given. The significant influence of the distance between the vehicle and the parachute on the flow structure and force characteristics effect of the flow on the parachute is shown. Data on the influence of attack angle of the vehicle on the aerodynamic characteristics of parachute are presented. Numerical simulations are performed using two conservative numerical methods based on the approximation of conservation laws written in integral form for a finite volume. Calculations are based on the parallel algorithms implemented on modern supercomputer systems.

***Keywords**: mathematical modeling, aerodynamics, descent vehicle, parachute, flow pattern, force characteristics*

REFERENCES

[1] Pilyugin N.N., Hlebnikov V.S. *Problema sozdaniya parashyutnoj sistemy dlya tormozheniya letatel'nogo apparata pri sverhzvukovyh rezhimah*. [The problem of creating a parachute system for braking an aircraft in supersonic regimes]. Prikladnaya matematika i tekhnicheskaya fizika, 2010, vol. 51, no. 5, pp. 5-16.

[2] Cyganov P.G. Vliyanie soprotivleniya perednego tela na perestrojku te-cheniya mezhdu dvumya telami, odno iz kotoryh nahoditsya v slede drugogo pri sverhzvukovom obtekanii. [Effect of leading-body drag on the rearrangement of the flow between two bodies, one of which is in the wake of the other in supersonic flow]. *Trudy CAGI* [Proceedings of TsAGI], 1991, no. 2494, 40 p.

[3] Hlebnikov V.S. Nekotorye zakonomernosti izmeneniya aerodinamichesko-go soprotivleniya modelej par tel pri sverhzvukovom obtekanii. [Some regularities of aerodynamic drag changes in body-pair models during supersonic streamlining]. *Uchenye zapiski CAGI* [Scientific notes of TsAGI], 1999, no. 3-4, pp. 69-77.

[4] Rahmatulin H.A. Teoriya osesimmetrichnogo parashyuta. [The theory of the axisymmetric parachute]. *Nauchnye trudy Instituta mekhaniki MGU* [Scientific works of the Institute of Mechanics of Moscow State University], 1975, no.35, pp. 3-35.

[5] Dneprov I.V., Ponomarev A.T., Rysev O.V., Semushin S.A. Study of parachute loading and deformation processes. *Mathematical Models and Computer Simulations*, 1993, vol. 5, no. 3, pp. 97-109.

[6] Babakov A.V., Finchenko V.S. CHislennoe issledovanie sverhzvukovogo obtekaniya i silovyh harakteristik spuskaemogo v atmosfere apparata i nahodyashchegosya 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 im. S.A. Lavochkina* [Vestnik npo im. S.a. lavochkina], 2022, no. 4 (58), pp. 10-17.

[7] Babakov A.V., Finchenko V.S. Rezul'taty chislennogo opredeleniya vliyaniya nesoosnogo raspolozheniya desantiruemogo ob"ekta i parashyuta v sverhzvukovom potoke gaza na ih aerodinamicheskie harakteristiki 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 im. S.A. Lavochkina* [Vestnik npo im. S.a. lavochkina], 2023, no. 1 (59). pp. 21-29.

[8] Babakov A. V. 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. 1174–1184.

[9] Belocerkovskij O.M., Severinov L.I. Conservative method of fluxes and calculation of streamlining of finite size body by viscous heat-conducting gas. *Computational Mathematics and Mathematical Physics*, 1973, vol. 13, no. 2, pp. 385-397.

[10] Babakov A.V., Belocerkovskij O.M., Severinov L.I. Numerical investigation of the flow of a viscous heat-conducting gas near a blunt body of finite dimensions. *Fluid Dynamics*, no. 10, pp. 457-466.

[11] Godunov S.K. Raznostnyj metod chislennogo rascheta razryvnyh reshenij uravnenij gidrodinamiki. [Numerical difference method for calculating

discontinuous solutions to the hydrodynamic equations]. *Sbornik: Mathematics*, 1959, vol. 47(89), no. 3, pp. 271–306.

[12] Barth N.J., Jespersen D.C. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes. *AIAA Paper*, 1989, no. 89-0366. DOI: https://doi.org/10.2514/6.1989-366.

[13] Savin G.I., Shabanov B.M., Telegin P.N., Baranov A.V. Joint Supercomputer Center of the Russian Academy of Sciences: Present and Future. *Lobachevskii Journal Mathematics*, 2019, vol. 40, pp. 1853-1862.

[14] Khartov, V.V., Martynov, M.B., Lukiyanchikov, A.V. Alexashkin, S.N. Conceptual design of "ExoMars-2018" descent module developed by Federal Enterprise Lavochkin association. *Solar System. Research*, 2015, vol. 49, no. 7, pp. 500–508.

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