

УДК: 519.6, 533.6

Моделирование нестационарной структуры потока около спускаемого аппарата в условиях марсианской атмосферы

А. В. Бабаков

Институт автоматизации проектирования РАН,
Россия, 123056, Москва, ул. 2-я Брестская, д. 19/18

E-mail: babakov@mail.ru

Получено 27.12.2021, после доработки — 28.02.2022.

Принято к публикации 01.03.2022.

В статье представлены результаты численного моделирования вихревого пространственного нестационарного движения среды, возникающего около боковой и донной поверхностей десантного модуля при его спуске в атмосфере Марса. Численное исследование проведено для высокоскоростного режима обтекания при различных углах атаки. Математическое моделирование осуществлено на основе модели Навье–Стокса и модели равновесных химических реакций для газового состава марсианской атмосферы. Результаты моделирования показали, что при рассматриваемых условиях движения спускаемого аппарата около его боковой и донной поверхностей реализуется нестационарное течение, имеющее ярко выраженный вихревой характер. Численные расчеты указывают на то, что в зависимости от угла атаки нестационарность и вихревой характер потока могут проявляться как на всей боковой и донной поверхностях аппарата, так и, частично, на их подветренной стороне. Для различных углов атаки приводятся картины вихревой структуры потока около поверхности спускаемого аппарата и в его ближнем следе, а также картины полей температуры и показателя адиабаты. Нестационарный характер обтекания подтверждается представленными временными зависимостями газодинамических параметров потока в различных точках поверхности аппарата. Проведенные параметрические расчеты позволили построить зависимости аэродинамических характеристик спускаемого аппарата от угла атаки. Математическое моделирование осуществляется на основе являющегося методом конечных объемов консервативного численного метода потоков, основанного на конечно-разностной записи законов сохранения аддитивных характеристик среды с использованием *upwind*-аппроксимаций потоковых переменных. Для моделирования возникающей при обтекании сложной вихревой структуры потока около спускаемого аппарата используются неравномерные вычислительные сетки, включающие до 30 миллионов конечных объемов с экспоненциальным сгущением к поверхности, что позволило выявить мелкомасштабные вихревые образования. Численные исследования проведены на базе разработанного комплекса программ, основанного на параллельных алгоритмах используемого численного метода и реализованного на современных многопроцессорных вычислительных системах. Приведенные в статье результаты численного моделирования получены при использовании до двух тысяч вычислительных ядер многопроцессорного комплекса.

Ключевые слова: математическое моделирование, параллельные алгоритмы, спускаемый аппарат, аэродинамические характеристики, вихревой поток, ближний след

UDC: 519.6, 533.6

Simulation of unsteady structure of flow over descent module in the Martian atmosphere conditions

A. V. Babakov

Institute for Computer Aided Design of the RAS,
19/18 2-nd Brestskaya st., Moscow, 123056, Russian Federation

E-mail: babakov@mail.ru

Received 27.12.2021, after completion — 28.02.2022.

Accepted for publication 01.03.2022.

The article presents the results of numerical modeling of the vortex spatial non-stationary motion of the medium arising near the lateral and bottom surfaces of the descent module during its movement in the atmosphere of Mars. The numerical study was performed for the high-speed streamline regime at various angles of attack. Mathematical modeling was carried out on the basis of the Navier–Stokes model and the model of equilibrium chemical reactions for the Martian atmosphere gas. The simulation results showed that under the considered conditions of the descent module motion, a non-stationary flow with a pronounced vortex character is realized near its lateral and bottom surfaces. Numerical calculations indicate that, depending on the angle of attack, the nonstationarity and vortex nature of the flow can manifest itself both on the entire lateral and bottom surfaces of the module, and, partially, on their leeward side. For various angles of attack, pictures of the vortex structure of the flow near the surface of the descent vehicle and in its near wake are presented, as well as pictures of the gas-dynamic parameters fields. The non-stationary nature of the flow is confirmed by the presented time dependences of the gas-dynamic parameters of the flow at various points on the module surface. The carried out parametric calculations made it possible to determine the dependence of the aerodynamic characteristics of the descent module on the angle of attack. Mathematical modeling is carried out on the basis of the conservative numerical method of fluxes, which is a finite-volume method based on a finite-difference writing of the conservation laws of additive characteristics of the medium using «upwind» approximations of stream variables. To simulate the complex vortex structure of the flow over descent module, the nonuniform computational grids are used, including up to 30 million finite volumes with exponential thickening to the surface, which made it possible to reveal small-scale vortex formations. Numerical investigations were carried out on the basis of the developed software package based on parallel algorithms of the used numerical method and implemented on modern multiprocessor computer systems. The results of numerical simulation presented in the article were obtained using up to two thousand computing cores of a multiprocessor complex.

Keywords: mathematical simulation, parallel algorithms, descent module, aerodynamic characteristics, vortex flow, near wake

Citation: *Computer Research and Modeling*, 2022, vol. 14, no. 4, pp. 701–714 (Russian).

1. Введение

При проектировании новых образцов аэрокосмической техники используются как экспериментальные, так и расчетные методы изучения силового и теплового воздействия на аппарат набегающего газового потока, исследования аэродинамических характеристик аппарата, определяющих траекторию его движения в атмосфере [Лунёв, 1975; Holden et al., 2007; Alexashkin et al., 2012]. В равной степени это относится и к спускаемым аппаратам, предназначенным для посадки на поверхности планет. Экспериментальные исследования [Holden et al., 2007] посвящены изучению течений высокоэнthalпийного газа около аэрокосмических аппаратов различной формы и сравнению с результатами численных расчетов. В частности, в статье представлены результаты экспериментальных исследований в аэродинамической трубе и численных исследований на основе модели Навье – Стокса обтекания воздухом спускаемой капсулы формы, близкой к рассматриваемой в данной статье. В работе представлены результаты по отрыву потока на боковой поверхности для находящейся под углом атаки капсулы, а также обращается внимание на потерю устойчивости потока на боковой поверхности капсулы при увеличении скорости. В работе также приводятся данные изучения обтекания спускаемого в атмосфере Марса аппарата высокоэнthalпийным набегающим потоком углекислого газа, но отличающейся от рассматриваемой в данной статье формы. В работе [Alexashkin et al., 2012] содержатся результаты экспериментальных и расчетных исследований аэродинамических задач спуска аппарата в воздушной атмосфере. В частности, в статье представлены данные экспериментальных и численных исследований аэродинамических характеристик спускаемой в земной атмосфере капсулы для дозвуковых и сверхзвуковых режимов обтекания.

Следует отметить, что проведение лабораторных экспериментальных исследований аэродинамики моделей аэрокосмических аппаратов требует больших как материальных, так и временных затрат, а проведение натурных экспериментов не всегда осуществимо.

Не умаляя важности и роли экспериментальных исследований, отметим, что появление вычислительной техники высокой производительности существенно увеличило роль математического моделирования, позволяющего более оперативно проводить многопараметрические исследования. В частности, это относится и к изучению поведения потока около объектов сложной формы, изучению их аэродинамических характеристик. В большинстве практических случаев подобные течения носят существенно трехмерный и нестационарный характер.

Для задачи обтекания спускаемого аппарата высокоэнthalпийным газовым потоком большое внимание уделяется течению около его лобовой поверхности, что связано с существенным силовым и тепловым воздействием на эту поверхность набегающего потока. Как правило, лобовая поверхность спускаемого в атмосфере аппарата защищена теплозащитным аэродинамическим экраном, принимающим на себя основную нагрузку.

Среди множества численных исследований обтекания спускаемых аппаратов выделим работы, посвященные изучению обтекания аппаратов, предназначенных для спуска в марсианской атмосфере, в частности изучению аэродинамики десантного модуля, имеющего форму, совпадающую с рассматриваемой в данной статье. В работе [Golomazov et al., 2014] представлены результаты численных расчетов зависимости аэродинамических характеристик десантного модуля от угла атаки, полученные с учетом физико-химических процессов как на основе модели Эйлера невязкого газа, так и посредством интегрирования осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Работа [Finchenko et al., 2015] посвящена численному изучению аэротермодинамики десантного модуля на этапе торможения с применением модели конвективно-лучистого теплового потока к поверхности аппарата. В рассматриваемых работах расчетные данные получены в основном для лобовой поверхности десантного модуля.

Менее изучено поведение потока около боковой поверхности спускаемого аппарата и в его донной области. Среди исследований, посвященных численному изучению подобных течений,

выделим работу [Lani et al., 2010]. В указанной работе на основе численного моделирования проводится изучение обтекания находящейся под нулевым углом атаки спускаемой капсулы, по форме, близкой к рассматриваемой ниже, высокоскоростным потоком совершенного, химически не реагирующего газа. Численные исследования основаны на модели Навье – Стокса и реализованы на основе параллельных алгоритмов варианта TVD-схемы на многопроцессорной вычислительной системе с использованием многоблочных вычислительных сеток. Представленные результаты моделирования указывают на вихревой нестационарный характер поведения потока на боковой и донной поверхностях капсулы, подобный представленным ниже.

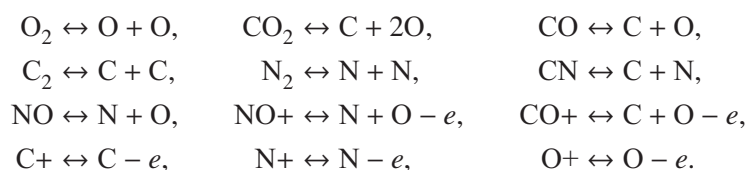
Настоящая статья является продолжением исследований [Babakov, 2020], где представлены результаты численного моделирования нестационарного вихревого движения вязкого теплопроводного химически не реагирующего газа около боковой поверхности десантного модуля, находящегося под нулевым углом атаки. Ниже приводятся результаты численных исследований течения около десантного модуля, находящегося под углом атаки. Численное моделирование основано на модели Навье – Стокса вязкого сжимаемого газа и модели равновесных физико-химических процессов.

2. Постановка задачи

Рассматривается течение химически реагирующего газа около спускаемого аппарата осесимметричной формы. Как указывалось выше, для описания движения вязкого теплопроводного сжимаемого газа используется модель Навье – Стокса.

Для учета физико-химических процессов в газовой смеси использовалась модель, основанная на предположении о локальном термодинамическом равновесии. Газовый состав атмосферы набегающего потока принимался состоящим из углекислого газа CO_2 , двухатомного кислорода O_2 , двухатомного азота N_2 и аргона Ar с объемными концентрациями, соответствующими марсианской атмосфере: CO_2 – 95,3 %, O_2 – 0,4 %, N_2 – 2,7 %, Ar – 1,6 %.

В используемой модели равновесного состава газовой смеси учитывались следующие физико-химические процессы:



Форма аппарата представлена на рис. 1. Геометрические параметры формы совпадают с приведенными в [Golomazov, Finchenko, 2014; Khartov et al., 2015].

На рис. 1 и далее все линейные размеры отнесены к радиусу R_0 сечения Миделя.

Лобовая поверхность аппарата имеет форму 140-градусного конуса с затупленной по сфере вершиной. Боковая поверхность представляет собой усеченный обратный конус, сопряженный с лобовой частью аппарата.

При моделировании используется декартова правая система координат $OXYZ$ с центром, совпадающим с передней точкой лобовой поверхности тела и направлением оси OX вдоль оси симметрии тела. В указанных на рис. 1 точках 1–5 ниже будет представлено поведение газодинамических параметров.

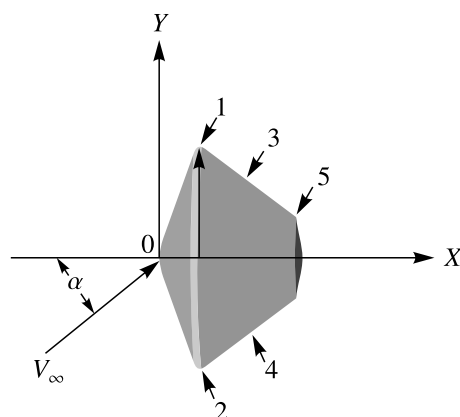


Рис. 1. Форма аппарата. Система координат. Основные обозначения

3. Методика численного моделирования

При численном моделировании рассматриваемой задачи использовался консервативный метод потоков [Белоцерковский, Северинов, 1973; Бабаков, Белоцерковский, Северинов, 1975; Belotserkovskii, Babakov, 1990]. Метод основан на записанных в интегральной форме законах сохранения аддитивных характеристик среды, конечно-разностная аппроксимация которых выписывается для каждого конечного объема вычислительной сетки, возникающих при дискретизации области интегрирования. В методе используются upwind-аппроксимации плотностей распределения массы, компонентов импульса и полной энергии, что порождает класс обладающих свойством консервативности явных неоднородных разностных схем.

На основе конечно-разностных схем метода разработаны параллельные алгоритмы, составляющие комплекс программ FLUX [Бабаков, 2016]. Параллельные алгоритмы основаны на стандартизированной системе передачи сообщений Message Passing Interface (MPI) и реализованы на современных суперкомпьютерах массивно-параллельной и кластерной архитектуры. Программный комплекс FLUX предназначен для изучения пространственных стационарных и нестационарных течений сжимаемого газа в широком диапазоне определяющих параметров. На основе этого комплекса проведены численные исследования аэродинамики различных объектов аэрокосмической техники, в частности аэродинамики спускаемых аппаратов [Бабаков и др., 2014; Babakov, Finchenko, 2021] и моделирования мягкой посадки [Белоцерковский и др., 2016; Babakov, Shmatov, 2021], струйных течений, течений в сопловых конструкциях [Babakov et al., 2019].

Численное моделирование рассматриваемых ниже течений осуществлялось на вычислительном комплексе с пиковой производительностью 181 TFlops и объемом оперативной памяти 17 408 GB [Savin et al., 2019]. При проведении расчетов использовалось до 2000 вычислительных ядер.

При построении вычислительной сетки область интегрирования разбивается на конечные объемы Ω путем поворота построенной в плоскости OXY сетки на конечные углы $\Delta\varphi$ вокруг оси OX (меридиональный угол φ отсчитывается в плоскости OYZ от положительного направления оси OY).

При моделировании использовались вычислительные сетки, обладающие экспоненциальным сгущением по направлению нормали к поверхности тела, а также вдоль образующей в зоне скругления между лобовой и боковой поверхностями.

Фрагмент вычислительной сетки показан на рис. 2.

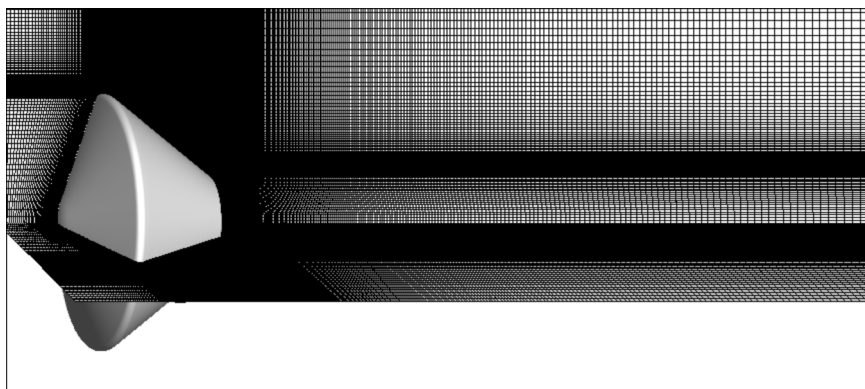


Рис. 2. Фрагмент вычислительной сетки в разреженном виде

Вычислительная сетка строится с учетом больших значений числа Рейнольдса набегающего потока и особенностей геометрии обтекаемого тела. Выбор вычислительной сетки определялся на основе проведенных методических расчетов при различных параметрах сетки вблизи поверхности аппарата, что представлено в § 4 для угла атаки $\alpha = 7,5^\circ$.

Представленные ниже результаты параметрических исследований получены на сетке, состоящей из $700 \times 250 \times 120$ (21 миллион) конечных объемов по направлениям осей X , Y в плоскости OXY и меридиональному направлению φ соответственно. При этом расстояние по нормали от поверхности тела до первой расчетной точки составляло $7 \cdot 10^{-5}$, а размер конечных объемов Ω у поверхности аппарата имел величину от 10^{-7} до 10^{-8} .

4. Результаты численного моделирования

Численное моделирование проводилось для скорости набегающего потока $V_\infty = 2030$ м/с, числа Рейнольдса, вычисленного по параметрам набегающего потока и радиусу R_0 миделева сечения, $Re_\infty = 1,0 \cdot 10^6$. Были приняты следующие значения параметров атмосферы: температура $T_\infty = 150^\circ$ К, плотность $\rho_\infty = 0,005$ кг/м³, молекулярный вес $\mu_\infty = 0,0397$. Отношение удельных теплоемкостей атмосферного газа $\gamma_\infty = 1,31$. В расчетах температура поверхности аппарата принималась постоянной $T_w = 1000^\circ$ К.

Численное моделирование проведено для углов атаки α в диапазоне $0-45^\circ$.

В представленных ниже результатах используются безразмерные величины: плотность ρ и температура T отнесены, соответственно, к значениям плотности ρ_∞ и температуры T_∞ газа на бесконечности, компоненты скорости отнесены к скорости набегающего потока V_∞ , давление P — к $\rho_\infty V_\infty^2$ — удвоенному значению скоростного напора газа на бесконечности. Время t отнесено к $\frac{R_0}{V_\infty}$.

Рассмотрим особенности течения около аппарата при различных углах атаки.

При рассматриваемом режиме обтекания аппарата при малых углах атаки в области боковой конической поверхности и в донной области наблюдаются нестационарные явления. На рис. 3 для угла атаки $\alpha = 5^\circ$ показано поведение во времени давления в пяти точках поверхности аппарата для меридиональных углов $\varphi = 0^\circ$ и $\varphi = 180^\circ$: в точках миделева сечения (кривые 1, 2), средних точках боковой конической поверхности (кривые 3, 4) и точке сопряжения боковой и донной поверхностей аппарата (кривая 5). Номера кривых на рис. 3 совпадают с номерами точек на рис. 1.

Поведение давления в точках 1, 2 указывает на стационарность потока в области скругления лобовой и боковой конической поверхностей аппарата. За область скругления лобовой и боковой поверхностей наблюдаются осцилляции газодинамических параметров.

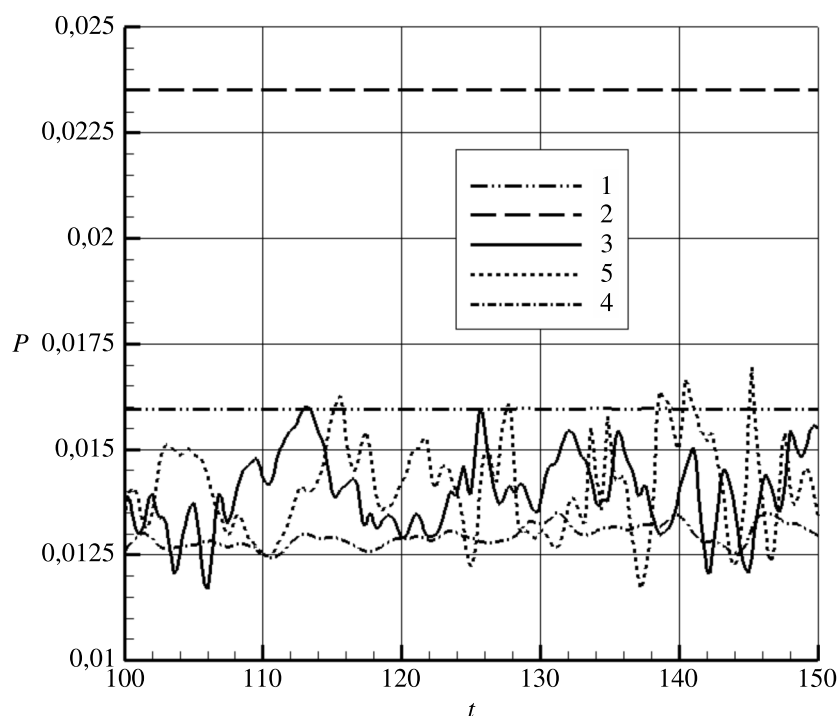


Рис. 3. Поведение давления по времени в точках на поверхности аппарата при $\alpha = 5^\circ$: 1, 2 — миделево сечение; 3, 4 — средние точки боковой поверхности; 5 — точка сопряжения боковой и донной поверхностей. 1, 3, 5 — $\varphi = 0^\circ$; 2, 4 — $\varphi = 180^\circ$

На рис. 4 для углов атаки $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = 5^\circ$ представлены мгновенные линии тока на фоне поля температуры и поле показателя адиабаты γ в плоскости OXY . При этих углах атаки отрыв потока реализуется на боковой поверхности за область ее сопряжения с лобовой поверхностью.

Для угла атаки $\alpha = 0^\circ$ отход ударной волны составляет 0,075.

Рис. 4 указывает также на то, что при нулевом угле атаки течение около боковой конической и донной поверхностей теряет осевую симметрию и приобретает нестационарный вихревой характер. Отметим, что подобное поведение потока получено в исследованиях [Lani et al., 2010], основанных на численном моделировании также с использованием модели Навье – Стокса при обтекании высокоскоростным потоком находящейся под нулевым углом атаки спускаемой капсулы, отличающейся, но близкой по форме к рассматриваемой.

Для угла атаки $\alpha = 7,5^\circ$ была проведена серия методических расчетов на разных вычислительных сетках, отличающихся величиной h_n расстояния по нормали от поверхности тела до первой расчетной точки при последовательном уменьшении этого расстояния в 2 раза. Выбор вычислительной сетки для параметрических по углу атаки расчетов был основан на том, что результаты по величине давления на поверхности аппарата, полученные на сетках с $h_n = 7 \cdot 10^{-5}$ (21 миллион конечных объемов) и $h_n = 3,5 \cdot 10^{-5}$ (30 миллионов конечных объемов), имеют отличие менее 1 % там, где поток близок к стационарному, и менее 5 % в амплитудах колебания давления для нестационарной области. Отличие в значениях аэродинамических коэффициентов сопротивления и подъемной силы составляло менее 1 %. Параметрические по углу атаки расчеты проводились на сетке, состоящей из 21 миллиона конечных объемов при $h_n = 7 \cdot 10^{-5}$.

При угле атаки $\alpha \geq 7,5^\circ$ отрыв потока на наветренной поверхности аппарата в области меридионального угла $\varphi = 180^\circ$ не реализуется, в то время как на подветренной части конической поверхности и в ближнем следе вихревой характер потока сохраняется. Указанное изменение характера обтекания представлено на рис. 5 для углов атаки $\alpha = 7,5^\circ$ и $\alpha = 10^\circ$.

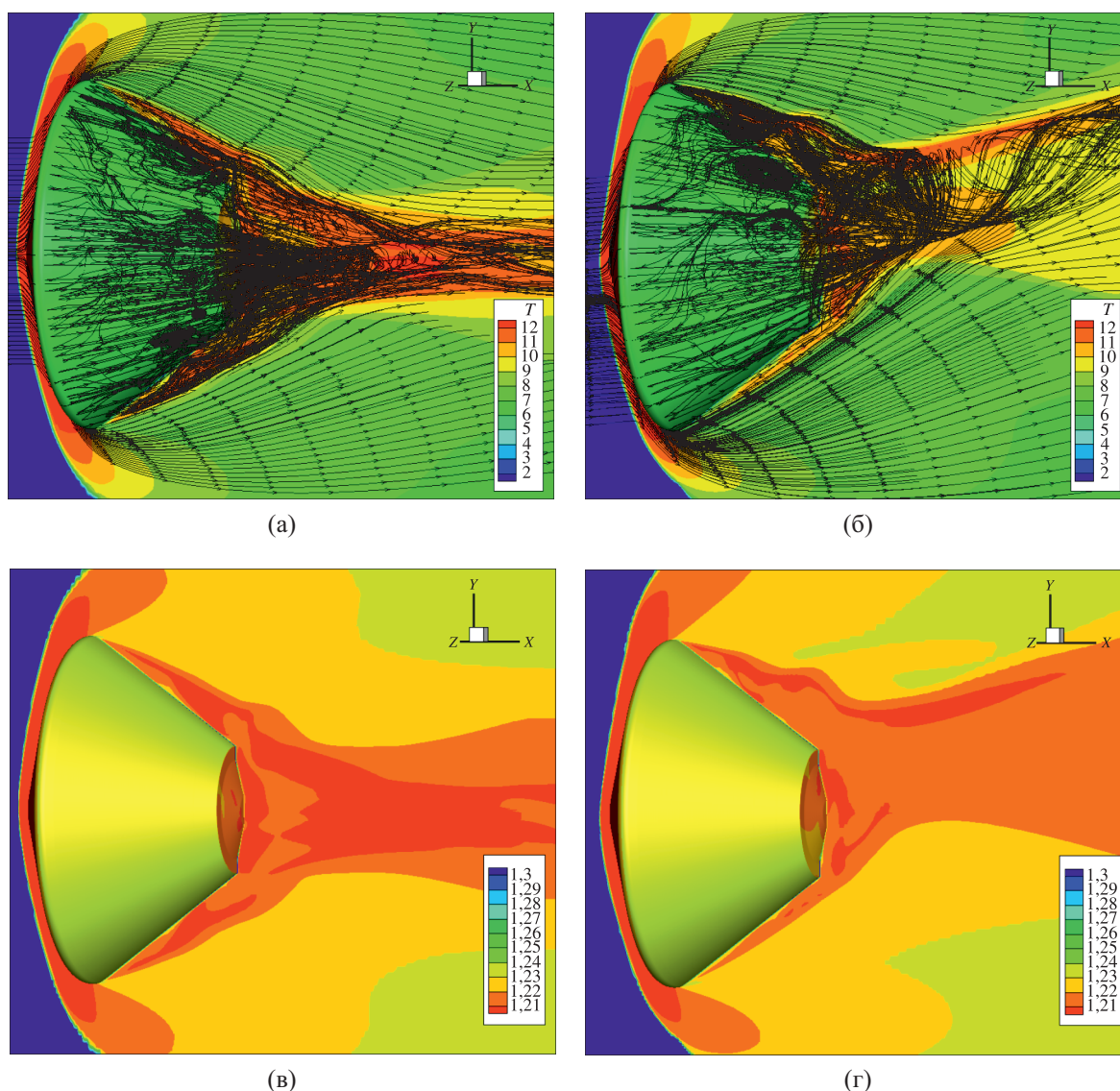


Рис. 4. Мгновенные линии тока и поля температуры в плоскости угла атаки (а, б). Поля значений показателя адиабаты γ (в, г). а), в) $\alpha = 0^\circ$; б), г) $\alpha = 5^\circ$

На рис. 6 для угла атаки $\alpha = 7,5^\circ$ показано поведение давления в точках 1, 3, 4, 5 на поверхности аппарата.

Поведение давления во времени в средней части наветренной стороны конической поверхности аппарата (кривая 4), а также в области ее сопряжения с лобовой поверхностью, также указывает на стационарность потока в области меридионального угла $\varphi = 180^\circ$.

Увеличение угла атаки приводит к исчезновению отрыва на всей наветренной стороне аппарата. Так, на рис. 7 представлены картины течения для углов атаки $\alpha = 20^\circ$ и $\alpha = 30^\circ$.

При этом нестационарный вихревой характер потока около подветренной части боковой донной поверхностей аппарата и в его ближнем следе сохраняется.

При угле атаки $\alpha = 45^\circ$ в области донной поверхности аппарата течение имеет слабо выраженный вихревой характер, но ближний след по-прежнему остается нестационарным и вихревым, что показано на рис. 8.

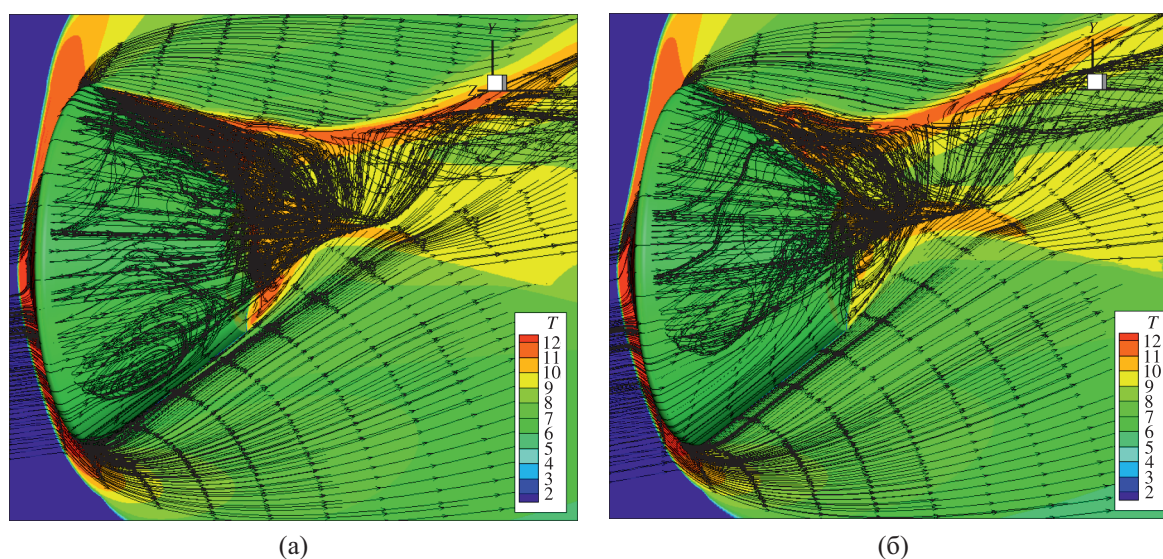


Рис. 5. Мгновенные линии тока и поля температуры в плоскости угла атаки: а) $\alpha = 7,5^\circ$; б) $\alpha = 10^\circ$

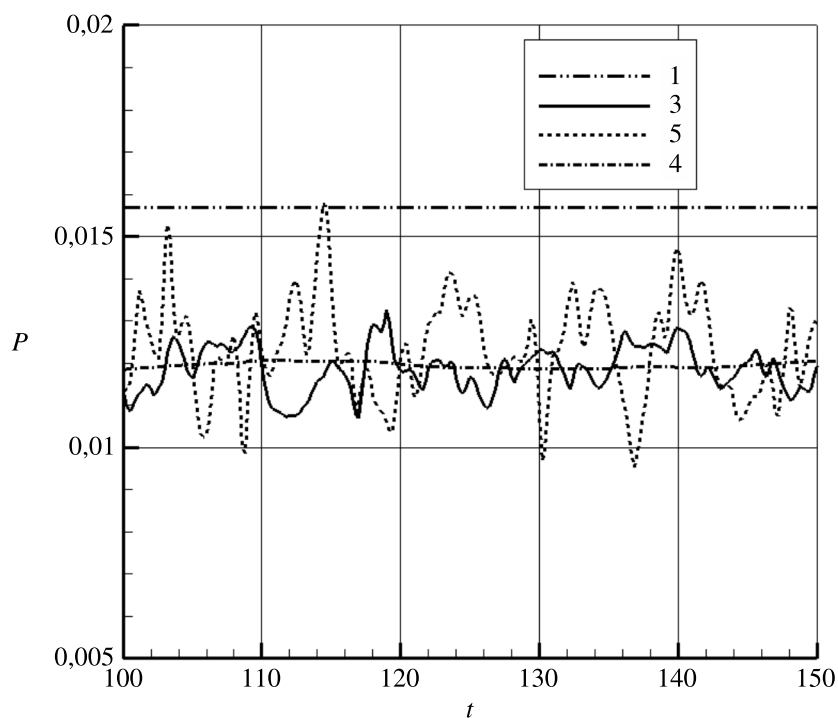


Рис. 6. Поведение давления P по времени в точках на поверхности аппарата при $\alpha = 7,5^\circ$: 1 — миделево сечение; 3, 4 — средние точки конической поверхности; 5 — точка сопряжения конической и донной поверхностей. 1, 3, 5 — $\varphi = 0^\circ$; 4 — $\varphi = 180^\circ$

Приведенное на рис. 9 поведение во времени давления в различных точках боковой поверхности при $\alpha = 45^\circ$ подтверждает нестационарность потока на подветренной стороне аппарата.

На рис. 9 номера кривых также совпадают с номерами точек, указанных на рис. 1. Поведение давления в рассматриваемых точках конической поверхности аппарата указывает на близкий к регулярному характер схождения вихрей при угле атаки $\alpha = 45^\circ$.

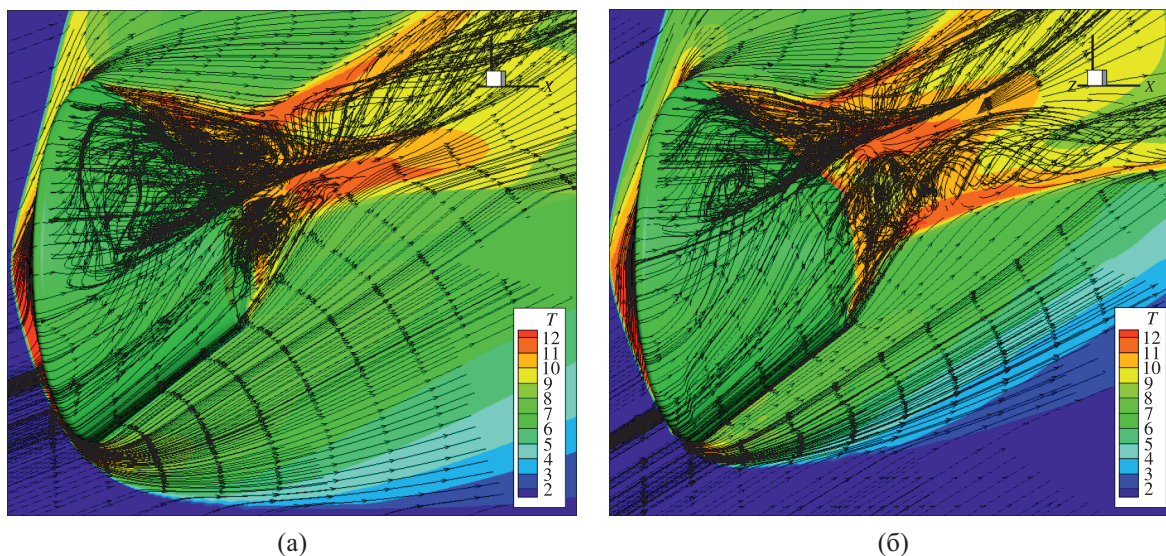


Рис. 7. Мгновенные линии тока и поля температуры T в плоскости угла атаки: а) $\alpha = 20^\circ$; б) $\alpha = 30^\circ$

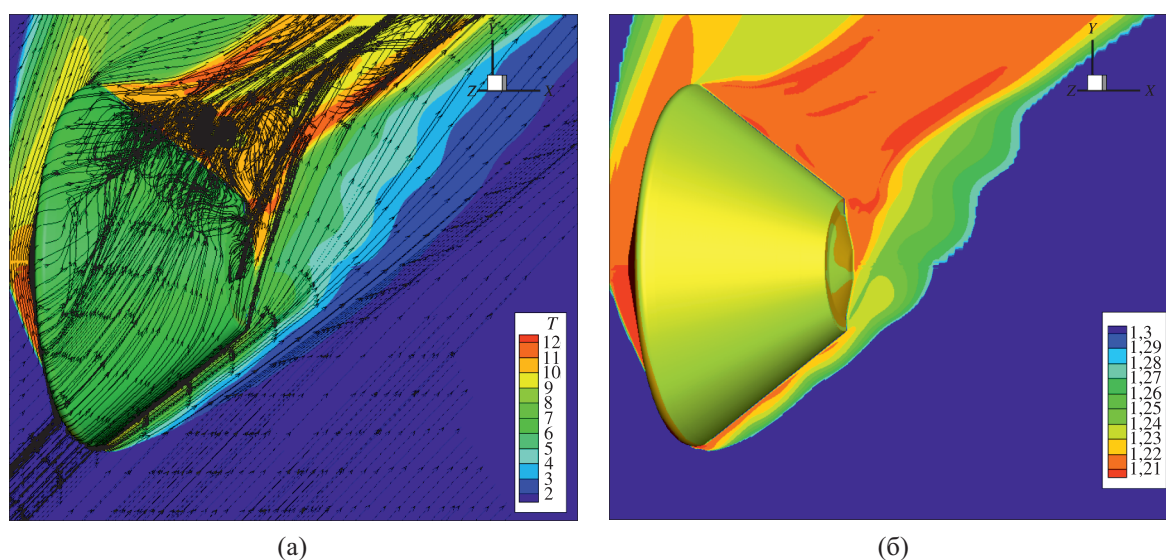


Рис. 8. Мгновенные линии тока и поле температуры T (а), поле значений показателя адиабаты γ (б) в плоскости угла атаки при $\alpha = 45^\circ$

Проведенные расчеты позволяют определить аэродинамические характеристики спускаемого аппарата с учетом боковой и донной поверхностей. Рассмотрим влияние угла атаки на аэродинамические характеристики аппарата. На рис. 10 приведены зависимости от угла атаки α коэффициентов продольной (C_x) и нормальной (C_y) составляющих аэродинамической силы, а также коэффициента момента тангажа m_z , определяемого соотношением

$$m_z = \frac{M_z}{\frac{S \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2}{2}},$$

где M_z — момент, вычисленный относительно точки с координатами $(0,496R_0, 0, 0)$.

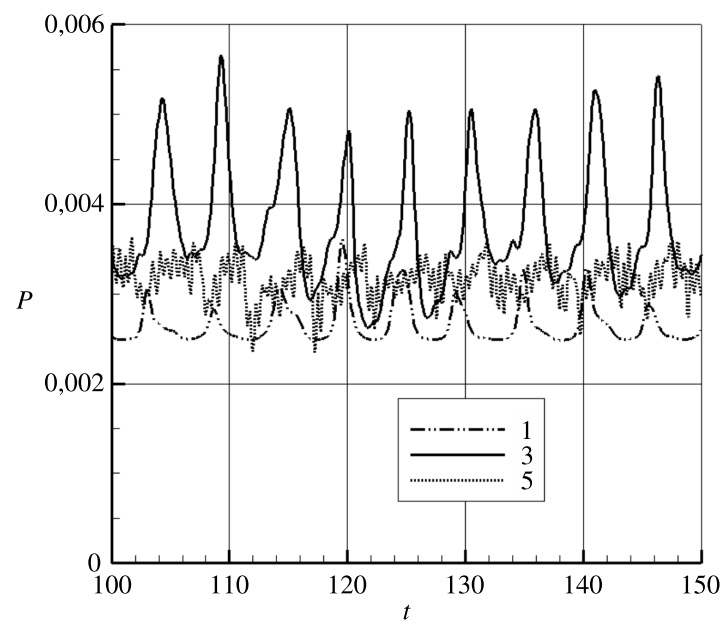


Рис. 9. Поведение давления P по времени в точках на поверхности аппарата при $\alpha = 45^\circ$: 1 — миделево сечение, 3 — средняя точка конической поверхности, 5 — точка сопряжения конической поверхности и донной области; $\varphi = 0^\circ$

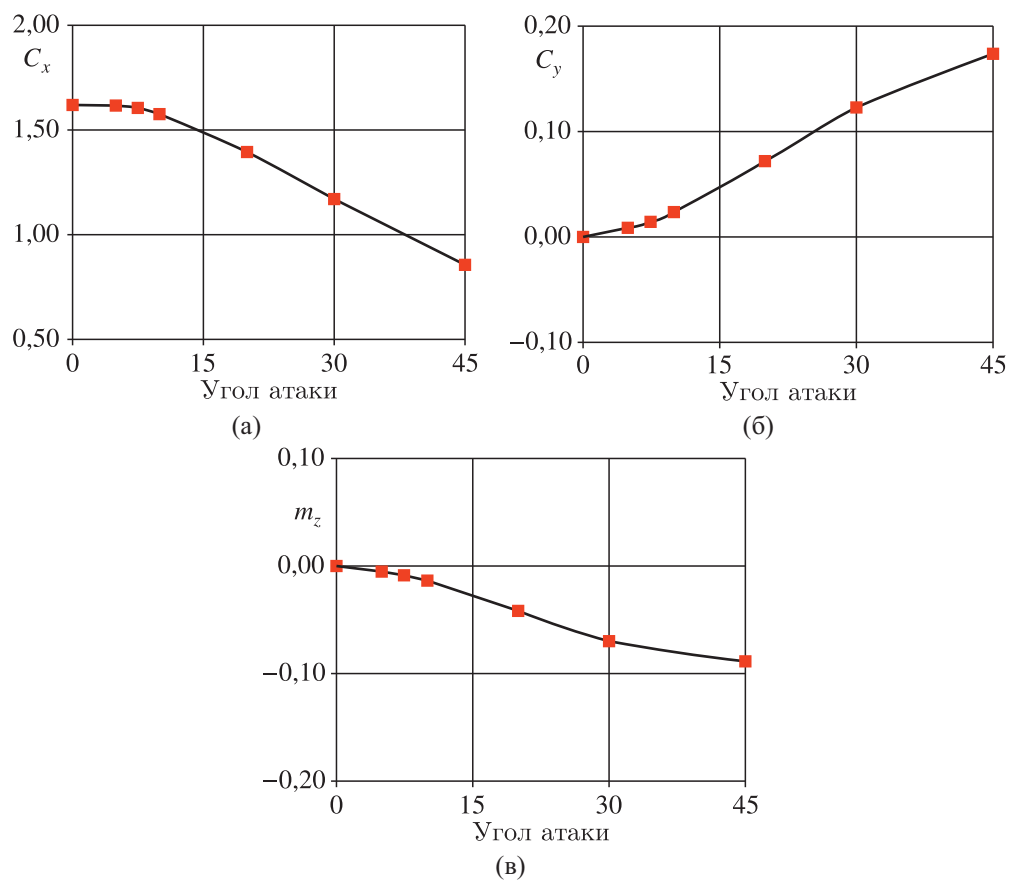


Рис. 10. Зависимости аэродинамических коэффициентов спускаемого аппарата от угла атаки: а) коэффициент продольной аэродинамической силы C_x ; б) коэффициент нормальной аэродинамической силы C_y ; в) коэффициент момента тангажа m_z

5. Заключение

Результаты численного моделирования, проведенного на основе модели вязкого сжимаемого газа (модели Навье – Стокса) с учетом равновесных химических процессов, показали, что при движении спускаемого аппарата в атмосфере Марса около боковой и донной поверхностей реализуется нестационарное движение среды. При малых углах атаки ($\alpha < 5^\circ$) вихревая область обнаруживается как на подветренной, так и на наветренной сторонах боковой поверхности, а также и на донной поверхности аппарата. При увеличении угла атаки ($\alpha > 8^\circ$) нестационарный отрыв потока и вихревая область смещаются по наветренной стороне в сторону подветренной области боковой поверхности. Дальнейшее увеличение углу атаки ($\alpha > 30^\circ$) приводит к тому, что отрыв потока и нестационарная вихревая область на боковой поверхности расположены на подветренной стороне спускаемого аппарата. Нестационарный вихревой ближний след наблюдается во всем рассмотренном диапазоне изменения угла атаки. Результаты проведенного моделирования дают представление о силовом воздействии потока на боковую и донную поверхности спускаемого аппарата и температурном поле вблизи этих поверхностей.

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

Работа выполнена в рамках государственного задания Института автоматизации проектирования Российской академии наук (ИАП РАН).

Список литературы (References)

- Бабаков А. В., Белоцерковский О. М., Северинов Л. И. Численное исследование течения вязкого теплопроводного газа у тупого тела конечных размеров // Изв. АН СССР. Сер. МЖГ. — 1975. — № 3. — С. 112–123.
- Babakov A. V., Belotserkovskii O. M., Severinov L. I. Chislennoe issledovanie techeniya vyazkogo teploprovodnogo gaza u tupogo tela konechnykh razmerov* [Numerical study of the flow of a viscous heat-conducting gas in a blunt body of finite size] // *Izv. Akad. Nauk SSSR. Ser. Mekh. Zhidk. Gaza.* — 1975. — No. 3. — P. 112–123 (in Russian).
- Бабаков А. В., Белошницкий А. В., Гайдаенко В. И., Дядькин А. А. Расчет методом потоков структуры течения и аэродинамических характеристик при отделении лобового теплозащитного экрана от возвращаемого аппарата // Космическая техника и технологии. — 2014. — № 4. — С. 20–25.
- Babakov A. V., Beloshitskii A. V., Gajdaenko V. I., Dyad'kin A. A. Raschet metodom potokov struktury techeniya i aerodinamicheskikh harakteristik pri otdelenii lobovogo teplozashchitnogo ekrana ot vozvrashchaemogo apparata* [Calculation by the flow method of the flow structure and aerodynamic characteristics during the separation of the frontal heat shield from the reentry vehicle] // *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space technique and technologies]. — 2014. — No. 4. — P. 20–25 (in Russian).
- Бабаков А. В. Программный комплекс «flux» для моделирования фундаментальных и прикладных задач аэрогидродинамики // ЖВМиМФ. — 2016. — Т. 56, № 6. — С. 1174–1184.
- Babakov A. V. Program package FLUX for the simulation of fundamental and applied problems of fluid dynamics* // *U.S.S.R. Comput. Math. Math. Phys.* — 2016. — Vol. 56, No. 6. — P. 1151–1161. (Original Russian paper: *Babakov A. V. Programnyi kompleks «flux» dlia modelirovaniia fundamentalnykh i prikladnykh zadach aerogidrodinamiki* // *Comput. Math. Math. Phys.* — 2016. — Vol. 56, No. 6. — P. 1174–1184.)
- Белоцерковский О. М., Северинов Л. И. Консервативный метод потоков и расчет обтекания тела конечных размеров вязким теплопроводным газом // ЖВМиМФ. — 1973. — Т. 13, № 2. — С. 385–397.
- Belotserkovskii O. M., Severinov L. I. The conservative «flow» method and the calculation of the flow of a viscous heat-conducting gas past a body of finite size* // *Comput. Math. Math. Phys.* — 1973. — Vol. 13, No. 2. — P. 141–156. (Original Russian paper: *Belotserkovskii O. M., Severinov L. I. Konservativnyi metod potokov i raschet obtekaniia tela konechnykh razmerov viazkim teploprovodnym gazom* // *Comput. Math. Math. Phys.* — 1973. — Vol. 13, No. 2. — P. 385–397.)
- Белоцерковский О. М., Бабаков А. В., Белошницкий А. В., Гайдаенко В. И., Дядькин А. А. Численное моделирование некоторых задач аэродинамики возвращаемого аппарата // Мат. мод. — 2016. — Т. 28, № 2. — С. 111–122.

- Belotserkovskii O. M., Babakov A. V., Beloshitskiy A. V., Gajdaenko V. I., Dyad'kin A. A.* Numerical simulation of some problems of recovery capsule aerodynamics // *Mat. Mod. Comp. Sim.* — 2016. — Vol. 8, No. 5. — P. 568–576. (Original Russian paper: *Belotserkovskii O. M., Babakov A. V., Beloshitskiy A. V., Gajdaenko V. I., Dyad'kin A. A.* Chislennoe modelirovanie nekotorykh zadach aerodinamiki vozvrashchaemogo apparata // *Mat. mod.* — 2016. — T. 28, No. 2. — P. 111–122.)
- Лунев В. В.* Гиперзвуковая аэродинамика. — М.: Машиностроение, 1975.
- Lunev V. V.* Giperzvukovaya aerodinamika [Hypersonic aerodynamics]. — Moscow: Mashinostroyeniye, 1975 (in Russian).
- Alexashkin S. N., Martynov M. B., Pichkhadze K. M., Finchenko V. S.* Results of integrated development tests of the Phobos-Grunt spacecrafts descent module intended to deliver Phobos soil samples to Earth // *Sol. Syst. Res.* — 2012. — Vol. 46, No. 7. — P. 502–510.
- Алексашкин С. Н., Мартынов М. Б., Пичхадзе К. М., Финченко В. С.* Результаты экспериментальной отработки спускаемой капсулы космического аппарата «Фобос-Грунт» для доставки образцов грунта Фобоса на Землю // *Вестник НПО им. С. А. Лавочкина.* — 2011. — № 5. — С. 3–10. (Original Russian paper: *Aleksashkin S. N., Martynov M. B., Pichkhadze K. M., Finchenko V. S.* Rezul'taty eksperimental'noy otrabotki spuskaemoj kapsuly kosmicheskogo apparata «Fobos-Grunt» dlya dostavki obrazcov grunta Fobosa na Zemlyu // *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina.* — 2011. — No. 5. — P. 3–10.)
- Babakov A. V., Beloshitskiy A. V., Gaydaenko V. I., Dyadkin A. A.* Simulation of a spatial flow in an axisymmetric nozzle with nonsymmetrical critical and exit sections // *Mat. Mod. Comp. Sim.* — 2019. — Vol. 11, No. 3. — P. 457–468.
- Бабаков А. В., Белошицкий А. В., Гайдаенко В. И., Дядькин А. А.* Моделирование пространственного течения в осесимметричном сопле с асимметричным критическим и выходным сечениями // *Математическое моделирование.* — 2018. — Т. 30, № 11. — С. 13–26. (Original Russian paper: *Babakov A. V., Beloshitskiy A. V., Gaydaenko V. I., Dyadkin A. A.* Modelirovanie prostranstvennogo techeniya v osesimmetrichnom sople s asimmetrichnym kriticheskim i vyhodnym secheniyami // *Matematicheskoe modelirovanie.* — 2018. — T. 30, No. 11. — P. 13–26.)
- Babakov A. V.* Numerical simulation of flow structure near descent module in Mars atmosphere // *Applied Mathematics and Computational Mechanics for Smart Applications. Proceeding of AMMAI 2020. Smart Innovation, Systems and Technologies.* — 2020. — Vol. 217. — P. 25–34.
- Babakov A. V., Finchenko V. S.* Theoretical and experimental study of subsonic gas flow around the frontal aerodynamic screen after separation from the ExoMars vehicle descending in the atmosphere of the planet // *J. Sol. Syst. Res.* — 2021. — Vol. 55, No. 7. — P. 653–667.
- Бабаков А. В., Финченко В. С.* Теоретико-экспериментальное исследование обтекания дозвуковым газовым потоком лобового аэродинамического экрана после отделения от спускаемого аппарата «ЭкзоМарс» в атмосфере планеты // *Вестник НПО им. С. А. Лавочкина.* — 2020. — № 2 (48). — С. 41–54. (Original Russian paper: *Babakov A. V., Finchenko V. S.* Teoretiko-eksperimental'noe issledovanie obtekaniya dozvukovym gazovym potokom lobovogo aerodinamicheskogo ekrana posle otdeleniya ot spuskaemogo apparata «EkzoMars» v atmosfere planety // *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina.* — 2020. — No. 2 (48). — P. 41–54.)
- Babakov A. V., Shmatov S. I.* Mathematical modeling and analysis of aerodynamic and thermal effects on the descent module of the spacecraft ExoMars-2020 during soft landing // *Sol. Syst. Res.* — 2021. — Vol. 55, No. 7. — P. 668–676.
- Бабаков А. В., Шматов С. И.* Математическое моделирование и анализ аэродинамического и теплового воздействия на десантный модуль космического аппарата «ЭкзоМарс-2020» при мягкой посадке // *Вестник НПО им. С. А. Лавочкина.* — 2020. — № 4 (50). — С. 22–30. (Original Russian paper: *Babakov A. V., Shmatov S. I.* Matematicheskoe modelirovanie i analiz aerodinamicheskogo i teplovogo vozdeystviya na desantnyj modul' kosmicheskogo apparata «EkzoMars-2020» pri myagkoj posadke // *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina.* — 2020. — No. 4 (50). — P. 22–30.)
- Belotserkovskii O. M., Babakov A. V.* The simulation of the coherent vortex structures in the turbulent flows // *Advances in mechanics. Poland.* — 1990. — Vol. 13, No. 3/4. — P. 135–169.
- Finchenko V. S., Ivankov A. A., Shmatov S. I., Mordvinkin A. S.* // Preliminary results of the calculated and experimental studies of the aerothermodynamic parameters of the EXOMARS landing module // *Sol. Syst. Res.* — 2015. — Vol. 49, No. 7. — P. 557–568.
- Финченко В. С., Иванков А. А., Шматов С. И., Мордовинкин А. С.* Предварительные результаты расчетных и экспериментальных исследований основных параметров аэротермодинамики десантного модуля проекта «ЭкзоМарс» // *Вестник НПО им. С. А. Лавочкина.* — 2014. — № 2 (23). — С. 65–75. (Original Russian paper: *Finchenko V. S., Ivankov A. A., Shmatov S. I., Mordvinkin A. S.* Predvaritel'nye rezul'taty raschetnykh i eksperimental'nykh issledovaniy osnovnykh parametrov aerotermodinamiki desantnogo modulya proekta «EkzoMars» // *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina.* — 2014. — No. 2 (23). — P. 65–75.)
- Golomazov M. M., Finchenko V. S.* Aerodynamic design of a vehicle in the martian atmosphere under EXOMARS project // *Sol. Syst. Res.* — 2014. — Vol. 48, No. 7. — P. 541–548.

- Голомазов М. М., Финченко В. С. Аэродинамическое проектирование спускаемого аппарата в атмосфере Марса по проекту «ЭкзоМарс» // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. — 2013. — № 4 (20). — С. 40–46. (Original Russian paper: Golomazov M. M., Finchenko V. S. Aerodinamicheskoe proektirovanie spuskaemogo apparata v atmosfere Marsa po proektu «EkzoMars» // Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina. — 2013. — No. 4 (20). — P. 40–46.)
- Holden M. S., Wadhams T. P., MacLean M., Mundy E., Parker R. A. Experimental studies in LENS I and X to evaluate real gas effects on hypervelocity vehicle performance // AIAA 2007-204. — 2007. — P. 1–17.
- 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» // Sol. Syst. Res. — 2015. — Vol. 49, No. 7. — P. 500–508.
- Хартов В. В., Мартынов М. Б., Лукьянчиков А. В., Алексахин С. Н. Проектная концепция десантного модуля «ЭкзоМарс-2018», создаваемого НПО им. С. А. Лавочкина // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. — 2014. — № 2. — С. 5–12. (Original Russian paper: Hartov V. V., Martynov M. B., Luk'yanchikov A. V., Aleksashkin S. N. Proektnaya koncepciya desantnogo modulya «EkzoMars-2018», sozdavaemogo NPO im. S. A. Lavochkina // Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina. — 2014. — No. 2. — P. 5–12.)
- Lani A., Sjogreen B., Yee H. C., Henshaw W. D. Computational study of hypersonic flow past a CEV-like capsule on multiblock overlapping grids // Center for Turbulence Research. Annual Research Briefs. — 2010. — P. 173–184.
- 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 J. Math. — 2019. — Vol. 40. — P. 1853–1862.