

УДК 629.782

Моделирование движения спутника типа CubeSat с надувным тормозным устройством.

Часть 1. Определение аэродинамических характеристик и параметров траектории

А.В. Гусельников¹, Е.Р. Федюнина², П.В. Просунцов²

¹ ПАО «Яковлев»

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Modelling of CubeSat satellite motion with inflatable braking device. Part 1. Determination of aerodynamic characteristics and trajectory parameters

A.V. Guselnikov¹, E.R. Fedyunina², P.V. Prosuntsov²

¹ Public Joint Stock Company Yakovlev

² Bauman Moscow State Technical University

Выполнен анализ нагружения надувной сферической оболочки тормозного устройства микроспутника CubeSat 1U при спуске с рабочей орбиты высотой 500 км. Разработан итерационный подход, объединяющий взаимосвязанные процессы численного моделирования обтекания и определения параметров траектории спуска надувного тормозного устройства. С помощью разработанного подхода исследовано состояние оболочки при обтекании свободномолекулярным потоком газа, определены поля давлений и плотности теплового потока на поверхности оболочки в среде OpenFoam, зависимости аэродинамических коэффициентов от высоты и скорости полета. Для проверки достоверности результатов, полученных при моделировании в программе OpenFoam, выполнено дополнительное исследование в среде Ansys Fluent. Сравнительный анализ продемонстрировал хорошую сходимость результатов двух независимых вычислительных методов, что подтверждает корректность проведенных расчетов. Эти данные использованы при построении математической модели движения связки микроспутник — надувное тормозное устройство в среде Comsol MultiPhysics. Получен профиль траектории на участке спуска связки с рабочей высоты 500 км до верхней границы атмосферы Земли 100 км. Результаты исследования могут быть использованы для дальнейшего анализа напряженно-деформированного и температурного состояний этой связки.

EDN: UHJOL, <https://elibrary/uhujol>

Ключевые слова: микроспутник CubeSat, сила лобового сопротивления, свободномолекулярный поток, надувное тормозное устройство, метод прямого моделирования Монте-Карло

The article is devoted to the analysis of loading of the inflatable spherical shell of the braking device of a CubeSat 1U microsatellite during its descent from a 500 km high operational orbit. An iterative approach combining the interrelated processes of numerical modelling of the flow and determination of the descent trajectory parameters of the inflatable braking device was developed. Using the approach, the state of the shell under free-molecular gas flow was investigated, the pressure fields and heat flux density on the shell surface were deter-

mined using OpenFoam, and the dependences of aerodynamic coefficients on altitude and flight speed were determined. To verify the validity of the results obtained by modelling in OpenFoam, an additional study in Ansys Fluent was performed. The comparative analysis demonstrated good convergence of the results of two independent computational methods, which confirms the correctness of the calculations. The obtained data were used in the construction of a mathematical model of motion of the 'microsatellite-NTU' bundle in Comsol MultiPhysics. As a result, the trajectory profile was obtained at the section of the bundle descent from the working altitude of 500 km to the upper boundary of the Earth's atmosphere of 100 km. The results obtained can be used for further analyses of the stress-strain and temperature state of the bundle.

EDN: UHJOL, <https://elibrary.uhjol>

Keywords: microsatellite CubeSat, drag force, free-molecular flow, inflatable braking device, direct Monte Carlo simulation method

Последние десятилетия очистка околоземной орбиты от отработавших космических аппаратов (КА) становится все более актуальной задачей. По статистическим данным [1], число функционирующих спутников на околоземной орбите неуклонно растет (к 2023 г. достигло 9000), что связано с увеличением частоты их запусков.

Помимо функционирующих спутников на орбите присутствует большое число отработавших КА и их составных частей. Согласно данным отчета Европейского космического агентства за 2024 г. [2], количество объектов космического мусора на орбите превысило миллион. Зачастую отработавшие КА уводятся на орбиту захоронения. Однако малые КА, в частности микроспутники (МС) типа CubeSat, вследствие отсутствия двигателей по окончании эксплуатации остаются на рабочей орбите, чем представляют опасность столкновения с новыми КА.

В наихудшем случае накопление космического мусора может привести к эффекту Кесслера — каскадному столкновению объектов, способному сделать околоземное пространство непригодным для практического использования. Поэтому разработка эффективных методов устранения КА становится актуальной научно-технической задачей.

Способы очистки околоземной орбиты. На сегодняшний день для ликвидации космического мусора с околоземной орбиты предложены следующие технические решения:

- космический буксир (рис. 1, а), имеющий манипуляторы-клещи для захвата отработавших спутников или их составных частей; в рамках этой идеи разрабатывается аппарат Clearspace-1 [3];

- модуль с пеногенератором (рис. 1, б), увеличивающий площадь поверхности МС путем покрытия корпуса твердым вспененным материалом [4]; встроенный в МС модуль с пеногенератором после отработки МС вырабатывает пену, которая быстро застывает на поверхности конструкции МС; благодаря увеличению поверхности МС повышается аэродинамическое сопротивление, ускоряя его увод с орбиты;

- лазер космического базирования (рис. 1, в), способный разрушать небольшие фрагменты мусора путем абляции или придавать им импульс за счет направленного потока частиц; направленный импульс позволяет изменить траекторию обломков, ускоряя их падение [5];

- надувное тормозное устройство (НТУ, рис. 1, г), вводимое в конструкцию МС и содержащее тонкую оболочку из полимерных материалов и устройство для ее надува; после окончания активной работы МС выпускается надутая оболочка, тем самым увеличивая аэродинамическое сопротивление связки МС — НТУ [6, 7].

Цель работы — повышение весовой эффективности оболочки НТУ путем рационального выбора конструктивно-силовой схемы.

К конструкции НТУ предъявляются противоречивые требования. С одной стороны, она должна иметь минимальную массу, объем и быть простой в изготовлении и эксплуатации, а с другой — форма оболочки должна обеспечивать высокую силу лобового сопротивления, а материал оболочки — достаточную прочность, позволяющую сохранять форму до достижения верхних границ атмосферы с гарантированным разрушением при дальнейшем движении в плотных слоях.

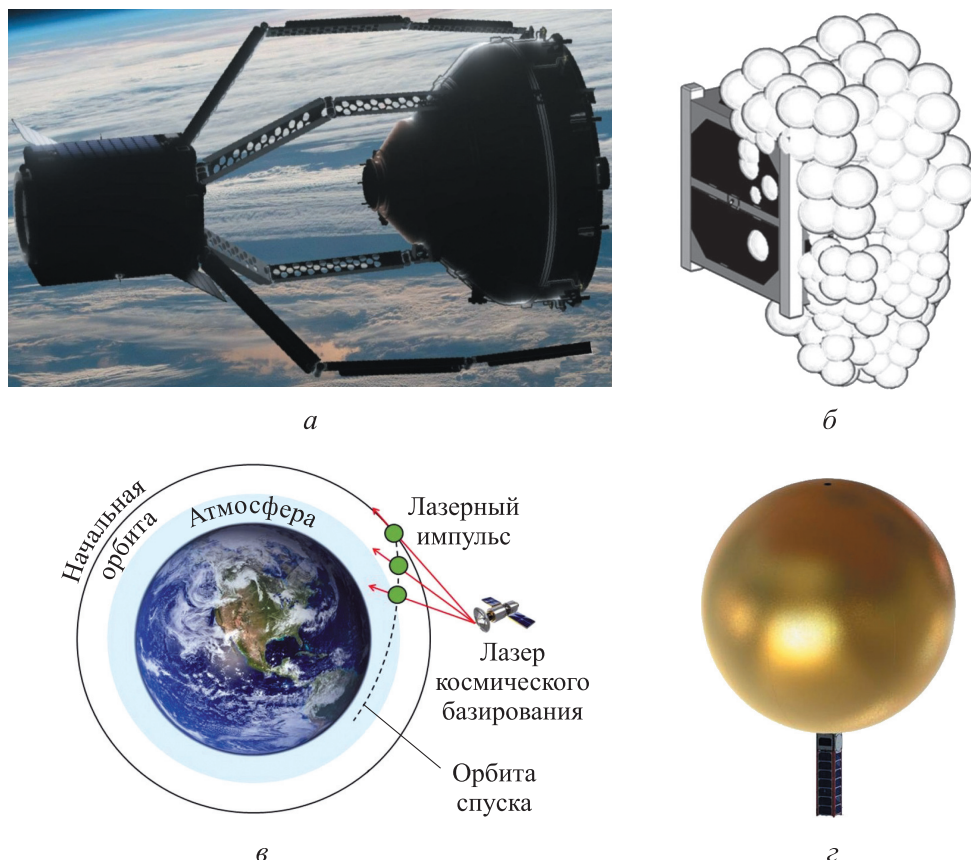


Рис. 1. Методы уничтожения космического мусора:
 а — внешний вид космического буксира; б — встраиваемый модуль с пеногенератором;
 в — схема лазера космического базирования; г — внешний вид надувного тормозного устройства

Теоретическое обоснование обтекания на заатмосферном участке полета. Исходными данными для выбора проектного облика НТУ и анализа его напряженно-деформированного и температурного состояний служат зависимости аэродинамических коэффициентов от высоты, скорости полета и параметры траектории спуска. Задача определения аэродинамических коэффициентов при обтекании связки МС — НТУ осложнена тем, что полет происходит на заатмосферном участке, где доминирует свободномолекулярный режим течения потока газа. Классификация режимов течения потока газа в зависимости от числа Кнудсена приведена в табл. 1.

На основании этой классификации в диапазоне высоты $100 \text{ км} < h < 200 \text{ км}$ наблюдаются скользящий, переходный и свободномолекулярный режимы течения потока газа, а при $h > 200 \text{ км}$ — только свободномолекулярный.

Число Кнудсена определяется как [8]

$$\text{Kn} = \lambda / L_{\text{хар}},$$

где λ — длина свободного пробега частиц, м;
 $L_{\text{хар}}$ — характерный размер обтекаемого тела, м.

В таких условиях методы анализа аэродинамического обтекания, основанные на гипотезе сплошной среды и уравнениях Навье — Стокса, неприменимы. Свободномолекулярный режим проявляется при $\lambda \geq L_{\text{хар}}$. В связи с этим следует использовать методы кинетической теории газов и статистического моделирования, учитывающие дискретную природу рабочей среды и вероятностный характер взаимодействия молекул с поверхностью.

Для НТУ характерный размер оболочки (диаметр) составляет 3 м, длина свободного пробега частиц (по ГОСТ 4401–81) $\lambda = 0,144$ для

Таблица 1

Режимы течения потока газа
при различных значениях числа Кнудсена

Число Кнудсена	Режим
Менее 0,001	Сплошной
0,001...0,1	Скользящий
0,1...10	Переходный
Более 10	Свободномолекулярный

высоты $h = 100$ км, число Кнудсена $Kn = 0,05$, что характеризует область обтекания за пределами сплошного потока. Поэтому методы, основанные на решениях уравнения Эйлера и Навье — Стокса — Фурье, неприменимы.

Для анализа свободномолекулярного режима обтекания используют метод прямого моделирования Монте-Карло [9], основанный на учете молекулярной природы разреженной газовой среды. Его суть заключается в моделировании движения большого количества представительных молекул газа через расчетную область, где каждая из них представляет собой некоторое количество реальных атомов или молекул. Моделирование выполняют по дискретным временным шагам, в течение которых

частицы свободно перемещаются между столкновениями, взаимодействуя между собой и с поверхностью тела.

Методика определения параметров движения МС. Для определения параметров движения МС и получения унифицированной последовательности расчета разработана методика, блок-схема которой приведена на рис. 2.

Предлагаемая методика позволяет определять кинематику движения связки МС — НТУ, выполнять силовой анализ и выявлять напряженно-деформированное состояние оболочки НТУ.

Рассмотрим часть методики, касающуюся определения силовых факторов, действующих

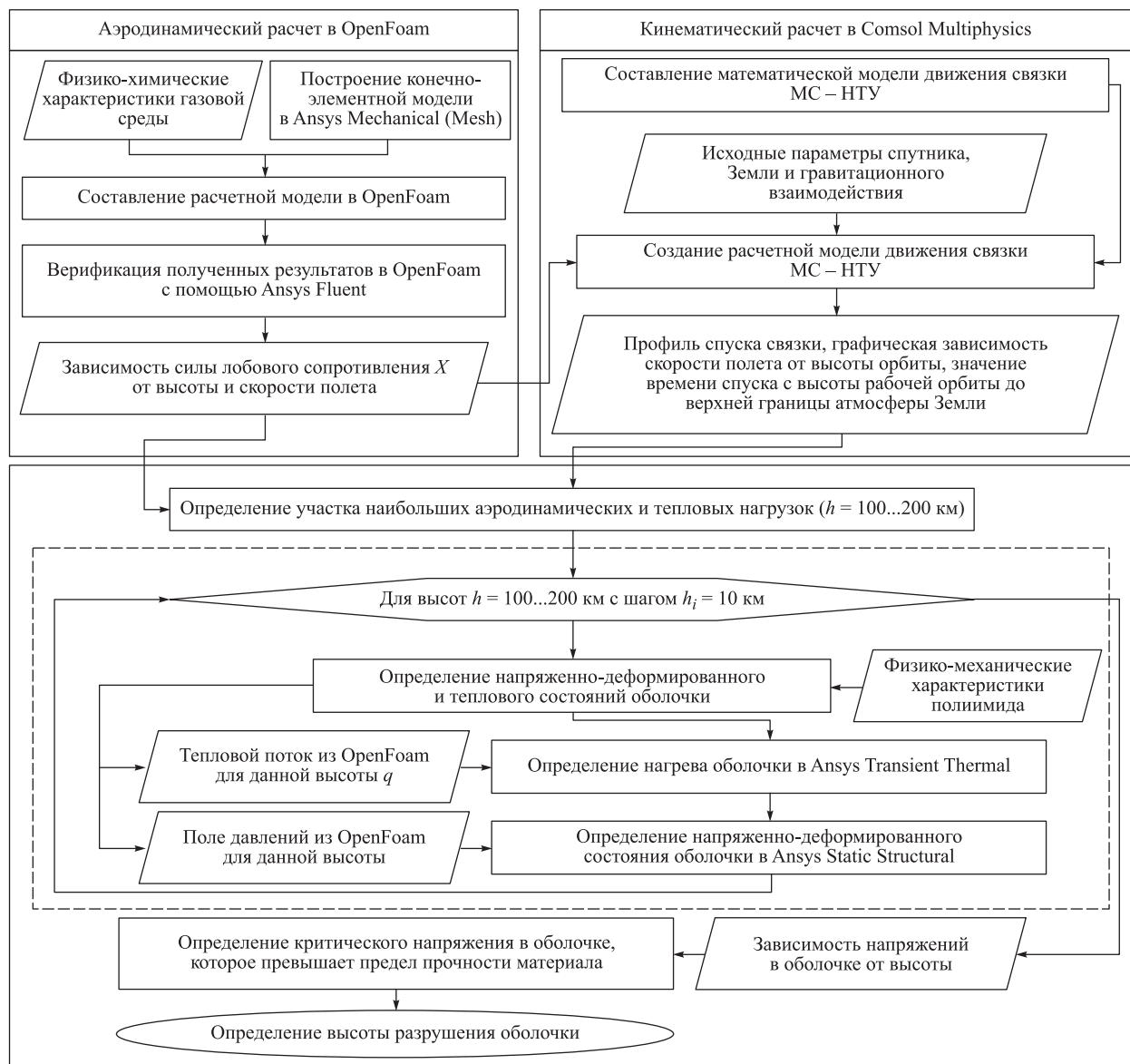


Рис. 2. Блок-схема методики определения параметров движения НТУ

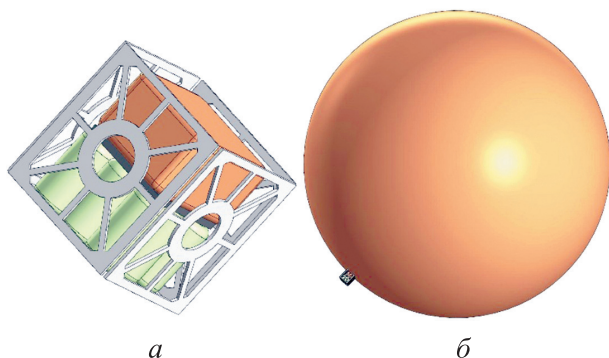


Рис. 3. Внешний вид МС типа CubeSat 1U с модулем НТУ в сложенном (а) и раскрытом состояниях (б)

на оболочку со стороны аэродинамических нагрузок, в среде OpenFoam и кинематический расчет в Comsol Multiphysics.

Объект исследования. В качестве объекта исследования выступало НТУ, разрабатываемое на кафедре СМ-13 МГТУ им. Н.Э. Баумана в рамках инициативного командного проекта «Звездопад», который является проработкой решения, предложенного в диссертации Е.Н. Абрамовой [7]. НТУ в виде тонкой (12 мкм) разворачиваемой оболочки из полиимидной пленки [10] представляет собой один юнит (1U) МС типа CubeSat, который впоследствии можно интегрировать в системы 2U, 3U и др. Внешний вид МС типа CubeSat 1U с модулем НТУ в сложенном и раскрытом состояниях показан на рис. 3, а и б.

Моделирование аэродинамического обтекания НТУ. На первом этапе методики находили зависимость силы лобового сопротивления НТУ от высоты и скорости полета связки МС — НТУ. Для решения этой задачи разработали расчетную модель обтекания связки МС — НТУ потоком разреженного газа в диапазоне высоты $h = 100 \dots 500$ км.

Моделирование аэродинамического обтекания выполнялось в модуле dsmcFoam+ среды OpenFOAM, предназначенном для моделирования динамики разреженного газа методом Монте-Карло (Direct Simulation Monte Carlo — DSMC) [11].

После построения расчетной области в виде параболоида длиной 22 м и шириной 28 м в ней моделировалась сферическая полость диаметром 3 м, повторяющая профиль оболочки НТУ. Так как размеры МС значительно меньше, чем у надувной оболочки (наибольший размер МС — 0,341 м, диаметр оболочки — 3 м, соотношение $\sim 0,1$), при моделировании обтекания связки в расчетной области учитывалась только оболочка НТУ.

Конечно-элементная модель включала в себя 476 369 элементов и 88 376 узлов. Размер конечного элемента принимался равным 800 мм, а вблизи поверхности тела в радиусе 5 м — 250 мм. Особое внимание уделялось дискретизации области вблизи стенки оболочки (число пограничных слоев составляло 20), где наблю-

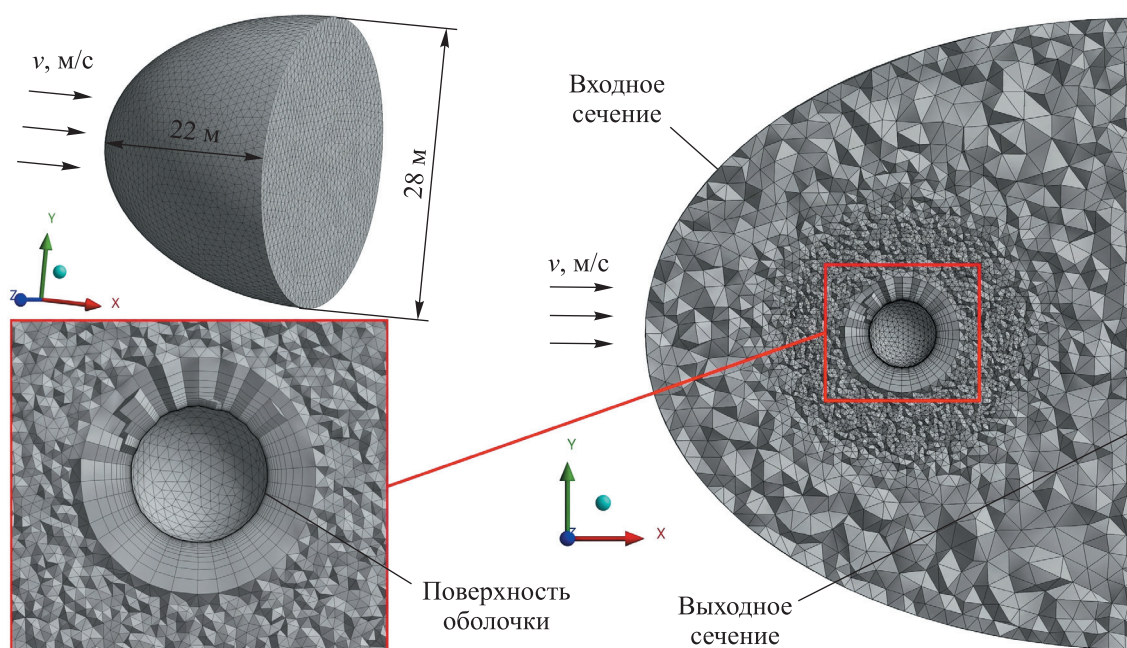


Рис. 4. Конечно-элементная модель обтекания

Таблица 2

Физико-химические характеристики газовой среды

Высота h , км	Содержание компонентов, %			Концентрация n , м ⁻³	Плотность ρ , кг/м ³	Температура T , К	Длина свободного пробега частиц λ , м
	N ₂	O ₂	O				
100	76	18	6	$1,170 \cdot 10^{19}$	$5,55 \cdot 10^{-7}$	196,6	$1,44 \cdot 10^{-1}$
200	44	5	51	$7,232 \cdot 10^{15}$	$2,52 \cdot 10^{-10}$	854,4	$2,34 \cdot 10^2$
300	17	1	82	$6,507 \cdot 10^{14}$	$1,92 \cdot 10^{-11}$	970,4	$2,60 \cdot 10^3$
400	6	0	94	$1,057 \cdot 10^{14}$	$2,79 \cdot 10^{-12}$	995,9	$1,60 \cdot 10^4$
500	2	0	98	$2,189 \cdot 10^{13}$	$5,21 \cdot 10^{-13}$	997,9	$7,72 \cdot 10^4$

дались большие градиенты газодинамических параметров (скорости, температуры, давления) в пограничном слое.

Для детального анализа динамики спуска выделялись пять участков в диапазоне высоты 100...500 км, на каждом из которых определялись аэродинамические коэффициенты, что позволило получить необходимые исходные данные для последующего математического моделирования спуска.

При моделировании процессов обтекания разреженным газом применялась статическая модель атмосферы Земли, которая не учитывает влияние солнечной активности. В дальнейших исследованиях для получения более точной картины обтекания рекомендуется сопоставить полученные данные расчетов для динамической модели плотности, например, согласно ГОСТ Р 25645.166–2004.

Для задания физико-химического состава газовой среды расчетной области использованы данные ГОСТ 4401–81 [12]. Для расчета обтекания взяты значения для выбранных расчетных высот.

Применена модель пятикомпонентного газа (H₂, O₂, H, O, HO) [13], выбор которой обусловлен необходимостью точного воспроизведения массовых характеристик частиц при использовании метода DSMC, а также адекватного описания процессов теплового взаимодействия при столкновении частиц с поверхностью оболочки и между собой. Особенностью модели является учет химических реакций между различными формами вещества.

При начальных условиях в расчетной области присутствовали только молекулярный и атомарный кислород и азот. Остальные компоненты смеси формировались в процессе моделирования за счет химических реакций, инициируемых столкновениями частиц. Количе-

ственные характеристики частиц задавались на основе анализа концентраций молекул и атомов для соответствующих высот [14]. Физико-химические характеристики газовой среды [12] приведены в табл. 2.

При моделировании предполагалось, что в начальный момент времени МС находится на рабочей орбите высотой $h = 500$ км, а его скорость равна первой космической, определяемой как

$$v_{500} = \sqrt{GM_3 / (R_3 + 500)} = 7614 \text{ м/с},$$

где G — гравитационная постоянная, $G = 6,6743 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3 \cdot \text{кг}^{-1} \cdot \text{с}^{-2}$; M_3 — масса Земли, $M_3 = 5,9742 \cdot 10^{24} \text{ кг}$; R_3 — радиус Земли, $R_3 = 6378 \text{ км}$.

Так как заранее точная скорость полета неизвестна, спуск разбивался на пять участков: 100, 200, ..., 500 км. Значения скоростей полета, использованных для расчета обтекания, при различных значениях высоты полета приведены в табл. 3.

В диапазоне высот $h = 100...500$ км первая космическая скорость $v = 7000...8000 \text{ м/с}$, поэтому расчет проведен для этих значений. Так как при высоте $h < 200$ км (см. табл. 2) плотность газовой среды сильно возрастает, а скорость полета снижается вследствие аэродинамического сопротивления, для этих высот вычисления выполнены с меньшими скоростями.

Таблица 3

Значения скоростей полета, использованных для расчета обтекания

Высота полета, км	Скорость полета, м/с
500...300	7000, 8000
200	6000, 7000, 8000
100	4000, 5000, 6000, 7000, 8000

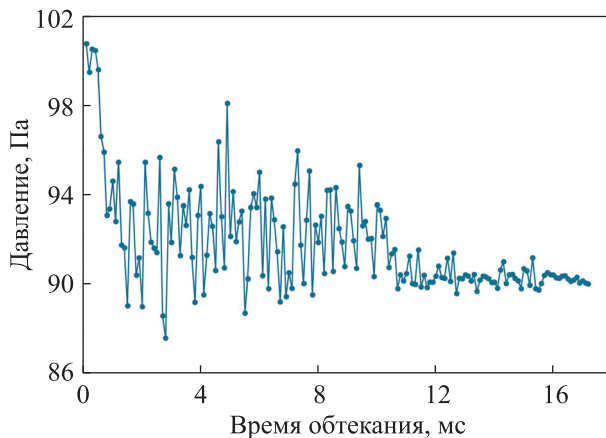


Рис. 5. Зависимость давления на поверхности оболочки от времени обтекания

Выбор параметров расчета в среде OpenFoam. Ввиду того, что решатель dsmcfoam+ является нестационарным, при составлении расчетной модели в программе выбирается время обтекания. Для получения устойчивого решения необходимо использовать такое значение времени, начиная с которого параметры расчета (давление, температура и др.) меняются незначительно. В качестве регистрируемого параметра выбрано давление в расчетной области обтекания. На рис. 5 наглядно показаны колебания значений давления с течением времени.

Так как колебания по виду являются затухающими, можно определить время, при котором значения выходят на полку. Это состояние наступает по истечении времени обтекания $t = 0,018$ с. Данное значение выбрано для всех расчетных случаев при задании исходных данных. Также для получения более точных полей физических параметров в каждом расчетном случае использовано количество частиц, равное 4 500 000.

Анализ результатов расчета. Для расчета силы лобового сопротивления использовано выражение

$$X = \sum p_i n_i S_i,$$

где p_i — давление в клетке i -го конечного элемента, напрямую определенное решателем dsmcFoam+; n_i — нормаль к поверхности i -го конечного элемента (направление вектора от центра сферы); S_i — площадь i -го конечного элемента.

Результаты расчета силы лобового сопротивления в среде OpenFoam приведены в табл. 4.

Значения силы лобового сопротивления, определенные как интеграл по поверхности, далее использовались в качестве исходных данных для расчета траектории спуска. Сила аэродинамического сопротивления задавалась в виде линейной аппроксимации.

Верификация результатов. Валидация модели, построенной в OpenFoam, выполнялась в среде Ansys Fluent. В последней нет решателя для задач с сильно разреженным потоком, но встроенная математическая модель позволяет моделировать обтекание слегка разреженным газом. Поэтому для валидации использовались условия в области пересечения границ применимости программ: при числе Кнудсена $Kn < 0,01$ — Ansys Fluent, при $Kn > 0,001$ — решатель dsmcFoam+. Таким образом, валидация возможна в диапазоне $0,001 < Kn < 0,01$, что соответствует высоте немного ниже $h = 100$ км.

Для газовой среды выбраны следующие параметры: газ (воздух) — пятикомпонентный; давление $p = 0,1$ Па; число Маха $M = 25$ (для Ansys Fluent); скорость полета $v = 7662$ м/с (для OpenFoam); начальная мольная доля компонентов газа (для Ansys Fluent) $v_{O_2} = 0,2$; $v_{N_2} = 0,8$; $v_{NO} = v_N = v_O = 0$; концентрация частиц компонентов газа (для OpenFoam) $n_{O_2} = 7,76 \cdot 10^{18}$; $n_{N_2} = 3,11 \cdot 10^{19}$; $n_{NO} = n_N = n_O = 0$.

Поля давлений и температур, полученные при расчете в средах OpenFoam и Ansys Fluent, показаны на рис. 6.

Невязки максимальных температур Δ_T и давлений Δ_p , вычисленных в программах OpenFoam и Ansys Fluent, определены по следующим выражениям:

$$\Delta_T = |1 - T_{OF}/T_{Flu}| = |1 - 17000/16000| = 0,06 = 6 \%;$$

$$\Delta_p = |1 - p_{OF}/p_{Flu}| = |1 - 120/115| = 0,04 = 4 \%,$$

где индекс «OF» помечает параметры, полученные в среде OpenFoam, индекс «Flu» — в среде Ansys Fluent.

Результаты невязки оказались удовлетворительными, а следовательно, и разработанная модель является адекватной.

Выбор рациональных параметров траектории полета связки МС — НТУ. Расчетная модель движения связки МС — НТУ моделировалась в подмодуле Global ODEs and DAEs модуля Mathematics программы Comsol Multiphysics. Для составления кинематической модели движения требовалось составить его математическую мо-

Таблица 4

Результаты расчета в среде OpenFoam

h , км	Сила лобового сопротивления X , Н, при скорости полета v , м/с				
	4000	5000	6000	7000	8000
100	27,95	46,72	65,560000	92,060000	120,06000
200	–	–	0,040323	0,052746	0,069430
300	–	–	–	0,003909	0,005129
400	–	–	–	0,000591	0,000765
500	–	–	–	0,000122	0,000155

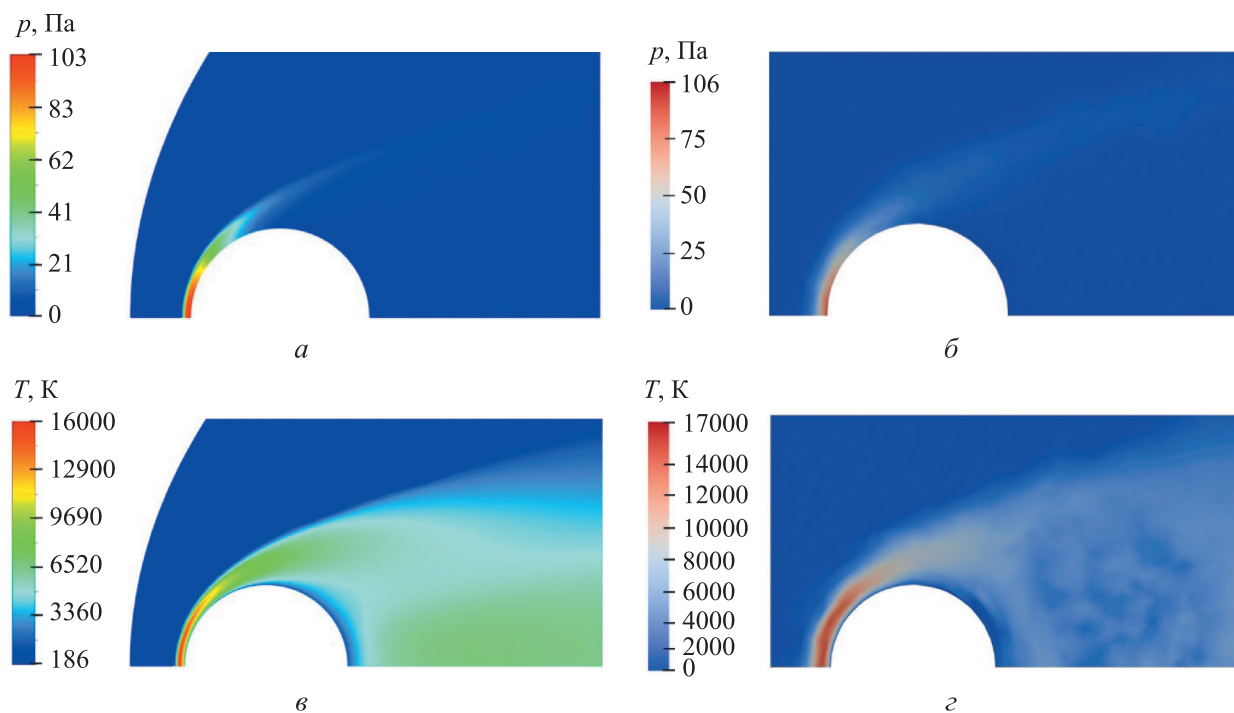


Рис. 6. Поля давлений (а, б) и температур (в, г) газа, полученные в средах OpenFoam (а, в) и Ansys Fluent (б, г)

дель, представляющую собой систему дифференциальных уравнений; задать исходные данные в графе Parameters, интерполяцию таблицы значений силы лобового сопротивления и функцию ускорения свободного падения g , начальные условия, ограничения и параметры расчета.

Профиль траектории спуска связки МС — НТУ представляет собой параболу, у которой по мере спуска и увеличения аэродинамического сопротивления уменьшается радиус кривизны.

Математическая модель движения связки МС — НТУ. Для описания движения связки МС — НТУ в скоростной системе координат

использована следующая математическая модель [15]:

$$\begin{aligned}\partial v / \partial \tau &= -X/m - g(r) \sin \theta; \\ \partial \theta / \partial \tau &= -v^2 / (rv) - g(r) / v; \\ \partial r / \partial \tau &= v \sin \theta,\end{aligned}$$

где τ — время полета связки, с; m — масса связки, кг; θ — угол наклона траектории, $g(r)$ — ускорение свободного падения в функции расстояния между центром Земли и МС r , м,

$$g(r) = \sqrt{\mu_3 r^{-2}}.$$

где μ_3 — гравитационный параметр Земли.

Исходные данные. В качестве исходных данных задавались следующие параметры: радиус Земли $R_3 = 6\,378\,000$ м; масса связки МС —

НТУ $m = 2,5$ кг; гравитационный параметр Земли $\mu_z = 398\,600,4415 \text{ км}^3/\text{с}^2$. Значения силы лобового сопротивления из табл. 4 были представлены в виде линейной интерполяции с помощью функции Interpolation.

Начальные условия и принятые ограничения. При моделировании движения связки на участке спуска использованы следующие начальные условия: начальная скорость перед входом в атмосферу $v_0 = 7614$ м/с; начальная высота $r_0 = 500\,000 + R_z$, м; начальный угол наклона траектории $\theta_0 = 0^\circ$.

Параметры расчета. Для решения математической модели выбраны диапазон времени $t = 0 \dots 447\,300$ с и шаг $t_i = 2$ с.

Результаты расчета. Расчетный профиль траектории на участке спуска связки МС — НТУ показан на рис. 7. Видно, что время спуска связки с рабочей орбиты 500 км до границы атмосферы Земли $h = 100$ км составляет 122 ч.

Полученная зависимость демонстрирует характерное поведение, соответствующее аэродинамическому торможению в верхних слоях атмосферы. На высоте 300...500 км скорость полета остается почти равной первой космической скорости, что соответствует орбитальному движению с минимальным влиянием атмосферного сопротивления. Тогда как в диапазоне высоты 100...200 км скорость заметно снижается и отклоняется от значений первой космической, что обусловлено возрастающим воздействием разреженной атмосферы. Ниже 200 км проявляется интенсивное торможение, причем критический участок 100...150 км характеризуется резким изменением градиента скорости, связанным с

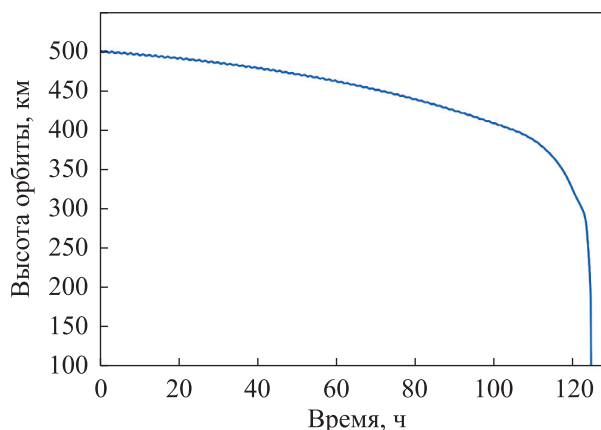


Рис. 7. Профиль траектории на участке спуска связки МС — НТУ

переходом от свободномолекулярного режима течения потока к переходному.

Выводы

1. Сформированы подходы к определению аэродинамического нагружения оболочки. Получена расчетная модель обтекания в среде OpenFoam. Проведена аппроксимация полученной модели, наибольшее отклонение величин составило 6 %.

2. Составлена математическая модель движения связки МС — НТУ с высоты рабочей орбиты до верхних границ атмосферы Земли, соответствующих высоте полета 100 км.

3. Создана методика определения траекторных параметров связки МС — НТУ, в которой структурирована последовательность анализа и расчета, позволяющая унифицировать подход к исследованию.

Литература

- [1] Number of active satellites from 1957 to 2022. *statista.com*: веб-сайт. URL: <https://www.statista.com/statistics/897719/number-of-active-satellites-by-year> (дата обращения: 20.01.2025).
- [2] ESA's annual space environment report. URL: https://www.sdo.esoc.esa.int/environment_report/Space_Environment_Report_latest.pdf (дата обращения: 20.01.2025).
- [3] Space safety. Clearspace-1. *esa.int*: веб-сайт. URL: https://www.esa.int/Space_Safety/ClearSpace-1 (дата обращения: 20.01.2025).
- [4] Andrenucci M., Pergola P., Ruggiero A. *Active removal of space debris. Expanding foam application for active debris removal*. URL: https://www.esa.int/gsp/act/doc/ari/ari%20study%20report/act-rpt-mad-ari-10-6411-pisa-active_removal_of_space_debris-foam.pdf (дата обращения: 20.01.2025).
- [5] Shuangyan S., Xing J., Hao C. Cleaning space debris with a space-based laser system. *Chin. J. Aeronaut.*, 2014, vol. 27, no. 4, pp. 805–811, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2014.05.002>
- [6] Юдин А.Д. *Разработка способа увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит*. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МАИ, 2021. 139 с.

- [7] Абрамова Е.Н. *Методика выбора параметров надувного тормозного устройства малого космического аппарата*. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023. 125 с.
- [8] Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю. и др. *Аэродинамика ракет*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023. 336 с.
- [9] Bird G.A. *Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows*. Clarendon Press, 1994. 458 p.
- [10] DuPont™ Kapton® HN. URL: <https://www.dupont.com/content/dam/electronics/am-er/us/en/electronics/public/documents/en/EI-10206-Kapton-HN-Data-Sheet.pdf> (дата обращения: 20.01.2025).
- [11] White C., Borg M.K., Scanlon T.J. et al. DsmcFoam+. An OpenFOAM based direct simulation Monte Carlo solver. *Comput. Phys. Commun.*, 2017, vol. 224, pp. 22–43, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cpc.2017.09.030>
- [12] ГОСТ 4401–81. *Атмосфера стандартная. Параметры*. Москва, Изд-во стандартов, 2004. 165 с.
- [13] Palharini R.C. *Atmospheric reentry modelling using an open-source DSMC code*. PhD thesis. University Of Strathclyde, 2014. 205 p.
- [14] Allen C.W. *Astrophysical quantities*. Athlone Press, 1973. 320 p.
- [15] Лазарев Ю.Н. *Управление траекториями аэрокосмических аппаратов*. Самара, СамНЦ РАН, 2007. 274 с.

References

- [1] Number of active satellites from 1957 to 2022. *statista.com: website*. URL: <https://www.statista.com/statistics/897719/number-of-active-satellites-by-year> (accessed: 20.01.2025).
- [2] ESA's annual space environment report. URL: https://www.sdo.esoc.esa.int/environment_report/Space_Environment_Report_latest.pdf (accessed: 20.01.2025).
- [3] Space safety. ClearSpace-1. *esa.int: website*. URL: https://www.esa.int/Space_Safety/ClearSpace-1 (accessed: 20.01.2025).
- [4] Andrenucci M., Pergola P., Ruggiero A. Active removal of space debris. Expanding foam application for active debris removal. URL: https://www.esa.int/gsp/act/doc/ari/ari%20study%20report/act-rpt-mad-ari-10-6411-pisa-active_removal_of_space_debris-foam.pdf (accessed: 20.01.2025).
- [5] Shuangyan S., Xing J., Hao C. Cleaning space debris with a space-based laser system. *Chin. J. Aeronaut.*, 2014, vol. 27, no. 4, pp. 805–811, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2014.05.002>
- [6] Yudin A.D. *Razrabotka sposoba uvoda nanosputnikov CubeSat c nizkikh okolozemnykh orbit*. Diss. kand. tekhn. nauk [Developing a method for removing CubeSat nanosatellites from low Earth orbits. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2021. 139 p. (In Russ.).
- [7] Abramova E.N. *Metodika vybora parametrov naduvnogo tormoznogo ustroystva malogo kosmicheskogo apparata*. Diss. kand. tekhn. nauk [Methodology for selecting parameters of an inflatable braking device for a small spacecraft. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2023. 125 p. (In Russ.).
- [8] Golubev A.G., Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu. et al. *Aerodinamika raket* [Aerodynamics of rockets]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2023. 336 p. (In Russ.).
- [9] Bird G.A. *Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows*. Clarendon Press, 1994. 458 p.
- [10] DuPont™ Kapton® HN. URL: <https://www.dupont.com/content/dam/electronics/am-er/us/en/electronics/public/documents/en/EI-10206-Kapton-HN-Data-Sheet.pdf> (accessed: 20.01.2025).
- [11] White C., Borg M.K., Scanlon T.J. et al. DsmcFoam+. An OpenFOAM based direct simulation Monte Carlo solver. *Comput. Phys. Commun.*, 2017, vol. 224, pp. 22–43, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cpc.2017.09.030>
- [12] GOST 4401–81. *Atmosfera standartnaya. Parametry* [State standard GOST 4401-81. Standart atmosphere. Parameters]. Moscow, Izd-vo standartov Publ., 2004. 165 p. (In Russ.).

- [13] Palharini R.C. *Atmospheric reentry modelling using an open-source DSMC code*. PhD thesis. University Of Strathclyde, 2014. 205 p.
- [14] Allen C.W. *Astrophysical quantities*. Athlone Press, 1973. 320 p.
- [15] Lazarev Yu.N. *Upravlenie traektoriyami aerokosmicheskikh apparatov* [Aerospace vehicle trajectory control]. Samara, SamNC RAN Publ., 2007. 274 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 11.11.2025

Информация об авторах

ГУСЕЛЬНИКОВ Артём Владимирович — инженер-конструктор третьей категории отдела прочности и выносливости планера. ПАО «Яковлев» (125315, Москва, Российская Федерация, Ленинградский пр., д. 68, e-mail: a.v.guselnikov@gmail.com).

ФЕДЮНИНА Екатерина Руслановна — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: fedyunina.ekaterin@mail.ru).

ПРОСУНЦОВ Павел Викторович — доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Гусельников А.В., Федюнина Е.Р., Просунцов П.В. Моделирование движения спутника типа CubeSat с надувным тормозным устройством. Часть 1. Определение аэродинамических характеристик и параметров траектории. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2026, № 8, с. 148–158.

Please cite this article in English as:

Guselnikov A.V., Fedyunina E.R., Prosuntsov P.V. Modelling of CubeSat satellite motion with inflatable braking device. Part 1. Determination of aerodynamic characteristics and trajectory parameters. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2026, no. 8, pp. 148–158.

Information about the authors

GUSELNIKOV Artem Vladimirovich — Design Engineer of the 3rd Category, Airframe Strength and Endurance Department. Public Joint Stock Company Yakovlev (125315, Moscow, Russian Federation, Leningradskiy Ave., Bldg. 68, e-mail: a.v.guselnikov@gmail.com).

FEDYUNINA Ekaterina Ruslanovna — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department Rocket and Space Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: fedyunina.ekaterin@mail.ru).

PROSUNTSOV Pavel Viktorovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department Rocket and Space Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru).