

## Анализ аэродинамических характеристик и динамики движения спутника с надувным тормозным устройством при спуске с низкой околоземной орбиты

© Н.С. Халявка, П.В. Просунцов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

*Исследована динамика движения наноспутника формата CubeSat с надувным тормозным устройством (НТУ) при спуске с орбиты. На основе моделирования свободномолекулярного обтекания «спутник—НТУ» определены аэродинамические характеристики космического аппарата в пакете программ OpenFOAM и рассчитаны коэффициенты аэродинамических сил и моментов в зависимости от скорости, угла атаки и высоты полета. Для определения траектории и скорости спуска спутника с НТУ с орбиты под действием внешних аэродинамических и гравитационных сил была разработана математическая модель динамики движения спутника, которая включает в себя уравнения пространственного движения спутника в сферически-скоростной системе координат, а также уравнения движения связки «спутник—НТУ» вокруг центра масс. Построена блочная модель динамики спутника с учетом начальных условий и воздействия внешней среды. Исследована зависимость высоты, скорости полета, угла атаки спутника в течение спуска в зависимости от времени. В результате проведенного моделирования дана оценка эффективности применяемой схемы НТУ и получены данные по ожидаемому времени спуска спутника с орбиты.*

**Ключевые слова:** наноспутник, космический мусор, низкая околоземная орбита, спуск с орбиты, надувное тормозное устройство, аэродинамические характеристики, динамика движения

**Введение.** С каждым годом все большую актуальность обретает проблема засорения космического пространства мусором, состоящим из отработавших свой ресурс спутников, верхних ступеней ракет-носителей, их элементов и обломков. Количество спутников на околоземной орбите стремительно растет, и одним из ключевых факторов их увеличения является широкое распространение наноспутников и спутников формата CubeSat. По данным сайта Nanosats Database, текущее число космических аппаратов (КА) малых размеров на орбите превышает 4400, среди них — 2505 спутников формата CubeSat, и еще 1900 будет запущено в ближайшие 5 лет [1]. Большинство из этих спутников находятся на орбитах в диапазоне высот 500...800 км, время их существования составляет от 1 до 10 лет [2]. Дальнейшее возрастание количества спутников неизбежно приведет к столкновениям КА между собой, из-за чего впоследствии будут возникать облака обломков, представляющих опасность для других КА.

В настоящее время предложено множество способов очистки околоземного космического пространства (ОЗКП). Средства увода

спутников с орбиты можно подразделить на две группы: на активные, представляющие собой специальные устройства, которые воздействуют на цели (объекты космического мусора), например, лазерным лучом, ионным потоком, и на пассивные, представляющие собой часть аппарата и взаимодействующие с окружающей средой [3, 4].

Перспективным методом очистки космического пространства от спутников, выведенных из эксплуатации, является использование надувных тормозных устройств (НТУ), предназначенных для увеличения аэродинамического сопротивления спутника с целью ускорения его схода с орбиты [5].

Цель данной работы — исследование аэродинамических характеристик спутника с надувным тормозным устройством, создаваемым в рамках проекта «Звездопад», и проведение анализа динамики его спуска с орбиты с различным начальным положением относительно направления движения для определения времени спуска.

**Проект «Звездопад».** Проект, разрабатываемый группой Передовой инженерной школы кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана, представляет собой модуль формата CubeSat 1U, пристыкованный к основному спутнику также формата 1U. Модуль НТУ включает в свой состав надувную оболочку в форме куба со стороной ребра 1010 мм, выполненную из полиэтилентерефталатной пленки толщиной 12 мкм, которая до начала работы находится в транспортном контейнере, а также систему надува и управления раскрытием. По сигналу от модуля, содержащего полезную нагрузку, открывается крышка, и в оболочку поступает газ из системы надува.

**Описание расчетной модели.** Движение спутника с НТУ под действием вектора равнодействующей внешних сил  $\vec{F}$  было рассмотрено как движение материальной точки, обладающей массой  $m$  и тремя степенями свободы (две поступательные и одна вращательная). Модель динамики движения спутника построена на основе системы дифференциальных уравнений [6]

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V} = \frac{F_{\tau}}{m}; \\ \dot{\theta} = \frac{F_n}{mV}; \\ \dot{r} = V \sin \theta; \\ \dot{\phi} = \frac{V \cos \theta}{r}, \end{array} \right. \quad (1)$$

где  $V$  — скорость спутника, м/с;  $m$  — масса спутника, кг;  $F_{\tau}$ ,  $F_n$  — касательная и нормальная составляющая равнодействующей внешних

сил  $\vec{F}$ , Н;  $\vec{r}$  — радиус-вектор, м;  $\theta$  — угол пути, град;  $\varphi$  — географическая широта, град.

При построении модели были приняты следующие допущения:

- 1) модель построена в инерциальной системе координат, вращение Земли не учитывается;
- 2) движение КА по орбите рассматривается как плоское, отклонением КА по углу курса и изменением географической долготы пренебрегаем.

Воздействие внешней среды на КА определено следующим образом:

$$F_{\tau} = F_X - g \sin \theta; \quad (2)$$

$$F_n = F_Y + \left( \frac{mV^2}{2} - g \right) \cos \theta; \quad (3)$$

$$F_{X,Y} = \rho C_{X,Y} A \frac{V^2}{2}, \quad (4)$$

где  $F_{X,Y}$  — составляющие аэродинамической силы, Н;  $\rho$  — плотность окружающей среды, кг/м<sup>3</sup>;  $C_{X,Y}$  — аэродинамические коэффициенты;  $A$  — площадь миделя, м<sup>2</sup>;  $g$  — ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>,  $g = \frac{M_3 G}{(R_3 + h)^2}$  ( $G$  — гравитационная постоянная,  $G = 6,67 \cdot 10^{-11}$  Н·м<sup>2</sup>/кг<sup>2</sup>;  $M_3$  — масса Земли,  $M_3 = 5,972 \cdot 10^{24}$  кг;  $R_3$  — средний радиус Земли, м,  $R_3 = 6371,032$  км;  $h$  — высота орбиты, м).

Положение спутника относительно центра масс определяется углом атаки, который рассчитывается по формуле

$$\dot{\alpha} = \int \frac{M_Z + M_d}{I_{ZZ}} + \dot{\theta}, \quad (5)$$

где  $M_Z$  — момент аэродинамической силы, Н·м;  $M_d$  — демпфирующий момент [7], Н·м;  $I_{ZZ}$  — момент инерции КА в плоскости вращения, кг·м<sup>2</sup>. При этом

$$M_Z = \rho C_m L A \frac{V^2}{2}; \quad (6)$$

$$M_d = \rho C_m^{\omega} L^2 A \frac{\omega V}{2}, \quad (7)$$

где  $C_m$  — коэффициент аэродинамического момента;  $C_m^{\omega}$  — коэффициент демпфирующего момента;  $L$  — длина КА, м;  $\omega$  — угловая скорость, рад/с.

Для определения аэродинамических коэффициентов проводилось моделирование свободномолекулярного обтекания спутника на различных высотах при разных углах атаки  $\alpha$ . Для такого режима обтекания необходимо решить уравнение Больцмана [8]:

$$\frac{d(nf)}{dt} + c \frac{d(nf)}{d\vec{r}} + F \frac{d(nf)}{d\vec{c}} = J(f, f^*), \quad (8)$$

где  $nf$  — произведение плотности числа молекул и нормированной функции распределения их скоростей,  $\text{м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ ;  $\vec{r}$  и  $\vec{c}$  — векторы положения, м, и скорости молекулы, м/с, соответственно;  $F$  — внешняя сила, Н;  $J(f, f^*)$  — нелинейный интеграл, описывающий бинарные столкновения, надстрочным знаком (\*) обозначены свойства после столкновений.

После решения выражения (8) интеграл столкновений приобретает вид

$$J(f, f^*) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^{4\pi} n^2 (f^* f_1^* - ff_1) c_r \sigma_T d\Omega dc_1, \quad (9)$$

где  $n$  — плотность числа молекул,  $\text{м}^{-3}$ ;  $f$  и  $f_1$  — функции распределения скоростей при  $c$  и  $c_1$  соответственно;  $c_r$  — относительная скорость двух сталкивающихся молекул, м/с;  $\sigma_T$  — молекулярное сечение,  $\text{м}^2$ ;  $\Omega$  — телесный угол столкновения,  $\text{рад}^2$ .

Расчет обтекания спутника с НТУ проводился методом конечных элементов, для расчета параметров потока использовался метод прямого моделирования Монте-Карло (DSMC) [9] в пакете программ OpenFOAM. DSMC-симуляция, выполняемая с применением модуля dsmcFoam+, начинается с набора предварительно размещенных частиц. Этот процесс, осуществляющийся с помощью инструментов предварительной обработки, включает в себя указание положений границ области, скоростей и типа частиц (в том числе вида, массы, параметров внутренней энергии). В качестве исходных данных используются макроскопические значения температуры, скорости и плотности, которые затем применяются для добавления частиц с энергиями и положениями, соответствующими средним значениям макроскопических параметров потока газа.

Решатель dsmcFoam+ реализует явную схему выбора временного шага для перемещения частиц во времени и пространстве в пределах расчетной области. Основным алгоритмом, используемым DSMC-решателем, на одном временном шаге  $t \rightarrow t + \Delta t$  содержит следующие шесть этапов:

1) проводится обновление позиции всех  $N$  частиц в системе с использованием алгоритма отслеживания частиц, который обрабатывает

их движение через грани конечно-элементной сетки; в математической форме изменение положения  $i$ -й частицы задается следующим образом:

$$\vec{r}_i(t + \Delta t) = \vec{r}_i(t) + \vec{v}_i(t)\Delta t = \vec{r}_i(t) + \Delta\vec{r}_i, \quad (10)$$

где  $\vec{v}_i$  — вектор скорости частицы;

2) обновляется список частиц в каждой расчетной ячейке для подготовки к анализу столкновений;

3) выполняется расчет числа предполагаемых столкновений в каждой ячейке;

4) осуществляется моделирование столкновений по бинарной модели столкновений;

5) на основе данных о положении частиц, их скоростях и внутренних энергиях на новом шаге по времени проводится расчет макроскопических характеристик потока;

6) происходит переход на новый шаг по времени  $t = t + \Delta t$  с повторением цикла 1–5 до выполнения условий сходимости расчета либо до исчерпания максимального количества шагов по времени.

При проведении моделирования были приняты четыре допущения.

1. Форма оболочки при расчете аэродинамики принимается сферической диаметром 1,5 м.

2. Аэродинамические характеристики определяются в диапазоне высот 100...500 км с шагом 100 км и диапазоне углов атаки 0...180° с шагом 45° и затем интерполируются.

3. Считается, что плотность и молекулярный состав атмосферы зависят от высоты [10] согласно модели CIRA 1965 [11] (табл. 1).

4. Оболочка принимается абсолютно твердой на протяжении всего спуска.

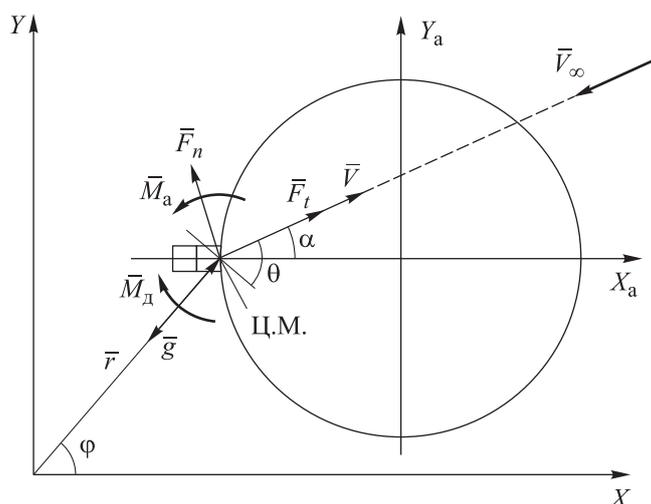
Таблица 1

Молекулярный состав атмосферы и значения первой космической скорости в диапазоне высот 100...500 км

Высота, км	Количество молекул, мм <sup>-1</sup>				$V_0$ , м/с
	N <sub>2</sub>	O <sub>2</sub>	O	He <sub>2</sub>	
100	$7,258 \cdot 10^{18}$	$1,719 \cdot 10^{18}$	$4,775 \cdot 10^{17}$	0	7845
200	$3,188 \cdot 10^{15}$	$3,662 \cdot 10^{14}$	$3,695 \cdot 10^{15}$	0	7785
300	$1,350 \cdot 10^{14}$	$7,943 \cdot 10^{12}$	$6,434 \cdot 10^{14}$	$7,943 \cdot 10^{12}$	7727
400	$7,554 \cdot 10^{12}$	0	$1,146 \cdot 10^{14}$	$3,777 \cdot 10^{12}$	7669
500	$5,024 \cdot 10^{11}$	0	$2,160 \cdot 10^{13}$	$3,014 \cdot 10^{12}$	7613

**Условия моделирования.** Объект исследования — КА конфигурации CubeSat 2U (основной модуль 1U и модуль надувного тормозного устройства 1U с раскрытой сферической оболочкой диаметром 1,5 м).

Рассматривается расчетный случай спуска спутника с высоты 500 км до высоты 100 км. Принимается, что в момент завершения жизненного цикла спутника, перед раскрытием НТУ, его скорость равна первой космической скорости для данной высоты. Схема сил, действующих на КА, представлена на рис. 1.



**Рис. 1.** Схема движения спутника с НТУ и действующие нагрузки:

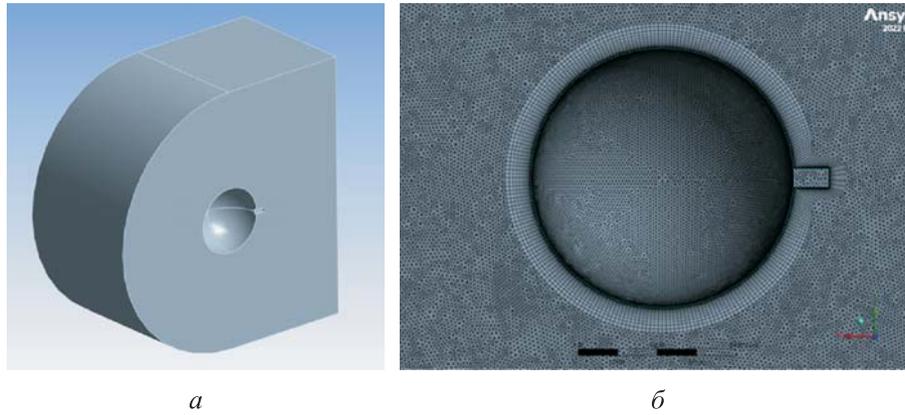
$X_a, Y_a$  — оси системы координат КА;  $\vec{g}$  — сила земного притяжения, Н;  $V_\infty$  — скорость набегающего потока, м/с;  $\vec{V}$  — скорость спутника;  $\vec{M}_d$  — демпфирующий момент, Н·м;  $\vec{F}_n$  — внешняя сила;  $\vec{F}_t$  — аэродинамическая сила;  $\vec{M}_a$  — момент аэродинамической силы

Принимается, что центр системы координат КА находится в центре оболочки, а центр масс (Ц.М.) расположен на расстоянии 765 мм от него. Общая масса КА составляет 2,6 кг, момент его инерции — 2,23 кг/м<sup>2</sup>.

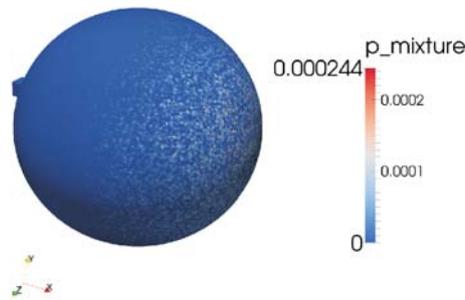
#### **Определение аэродинамических характеристик КА с НТУ.**

Модель представительного элемента объема среды и конечно-элементная модель исследуемой области представлены на рис. 2. Минимальный размер элемента сетки составляет 20 мм, а в области внешней границы расчетной области увеличивается до 100 мм. Для учета эффектов, возникающих вблизи тела при его обтекании, дополнительно создается пограничный слой толщиной 50 мм содержащий 8 слоев элементов.

В результате моделирования определяется распределение давления по поверхности спутника с НТУ для всех расчетных случаев. Распределение давления по поверхности исследуемого объекта для расчетного случая высоты полета 500 км и начального угла атаки, равного 0, изображено на рис. 3.



**Рис. 2.** Моделирование свободномолекулярного обтекания связки «КА—НТУ»: *a* — представительный элемент объема среды; *б* — конечно-элементная модель пограничного слоя



**Рис. 3.** Распределение суммарного давления  $p_{\text{mixture}}$ , Па, по поверхности оболочки на высоте 500 км

На основе этих данных вычисляются значения сил и моментов, действующих на КА [7, 12]:

$$F_X = \rho A \iint_A (\bar{p} \cos(\widehat{nx}) + c_{fx} \cos(\widehat{tx})) d\bar{A}; \quad (11)$$

$$F_Y = \rho A \iint_A (\bar{p} \cos(\widehat{ny}) + c_{fy} \cos(\widehat{ty})) d\bar{A};$$

$$M_Z = \rho L A \iint_A ((\bar{p} \cos(\widehat{ny}) + c_{fy} \cos(\widehat{ty})) \bar{x} - (\bar{p} \cos(\widehat{nx}) + c_{fx} \cos(\widehat{tx})) \bar{y}) d\bar{A}; \quad (12)$$

$$M'_d = \int_0^l (x - x_C) \frac{\partial Y'_d}{\partial x} dx, \quad (13)$$

где  $\bar{p}$  — коэффициент давления на элементарную площадку;  $c_{fy}$  — местный коэффициент трения;  $\bar{x}$ ,  $\bar{y}$  — оси системы координат;  $\cos(\widehat{nx})$ ,  $\cos(\widehat{tx})$  — соответственно косинусы углов между вектором

внутренней нормали  $\bar{n}$  и вектором направления потока  $\bar{t}$  и осью  $Ox$ , аналогично записывается и другая проекция;  $(x - x_C)$  — расстояние между точкой на поверхности КА и точкой центра масс по оси  $Ox$ , м;  $Y'_d$  — демпфирующая сила, Н.

Другая проекция записывается аналогично.

Для определения нагрузок, действующих на КА в течение всего спуска, необходимо представить аэродинамические характеристики в виде коэффициентов. Из полученных значений сил и моментов были рассчитаны значения безразмерных коэффициентов.

Для расчета аэродинамических коэффициентов в программном обеспечении MATLAB применялись следующие формулы [7, 12]:

$$c_X = \frac{2F_X}{\rho AV^2}, \quad c_Y = \frac{2F_Y}{\rho AV^2}; \quad (14)$$

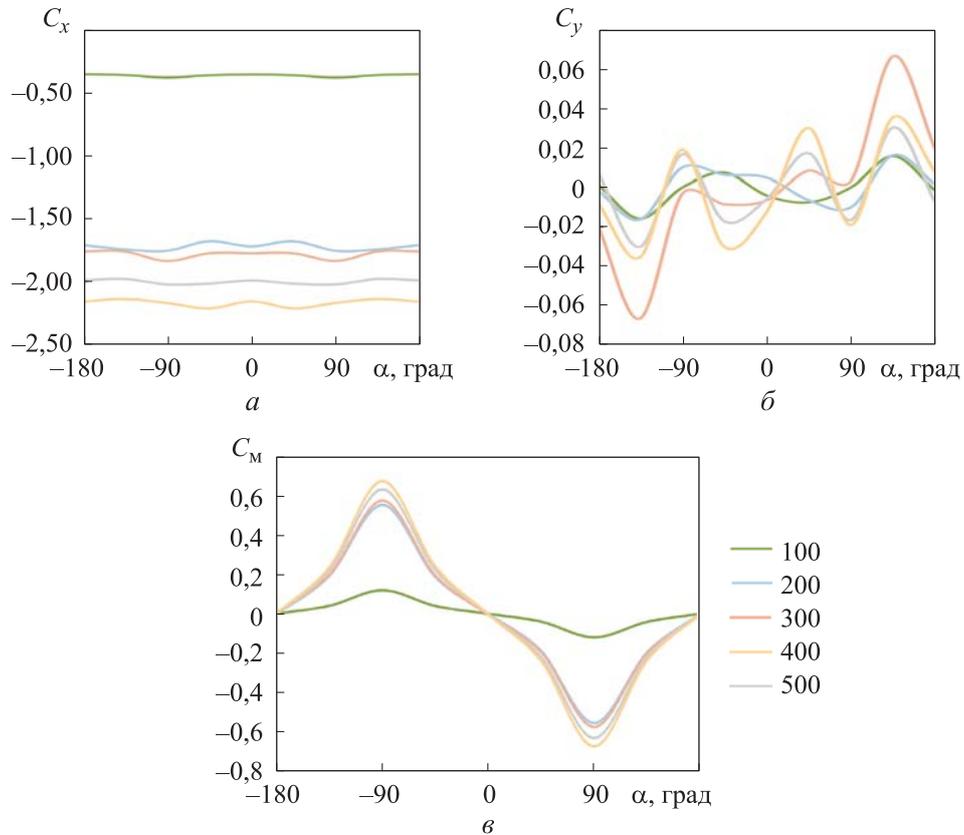
$$m_Z = \frac{2M_Z}{\rho AV^2 l}, \quad (15)$$

$$m_Z^{\dot{\vartheta}} = \frac{M'_d v}{\rho A l^2 \dot{\vartheta}}, \quad (16)$$

где  $m_Z^{\dot{\vartheta}}$  — вращательная производная от аэродинамического демпфирующего момента;  $l$  — длина КА, м;  $\dot{\vartheta} = \frac{\Delta\alpha v}{(x - x_C)}$  — угловая скорость, рад/с;  $v$  — скорость полета, м/с.

Таким образом, были получены представленные на рис. 4 зависимости изменения коэффициентов аэродинамических характеристик от высоты и угла атаки. На графиках хорошо видно, что сила аэродинамического сопротивления изменяется незначительно в зависимости от угла атаки, поскольку размер спутника намного меньше размера раскрытой оболочки НТУ. При этом подъемная сила нарастает с увеличением угла атаки от 0 до 135°, достигая максимума при максимальном значении этого диапазона. Вследствие симметрии аппарата подъемная сила при углах атаки, равных 0 и 180°, одинакова и близка к нулю. Коэффициент аэродинамического момента изменяется в диапазоне 0...180° от значения, близкого к нулю, до своего максимума при угле атаки 90°. В этом положении аппарат полностью выходит из «тени» оболочки и создает дополнительное лобовое сопротивление.

Полученные результаты сравнивались с данными, определенными для конструктивно подобного КА [13]. В работе представлено исследование аэродинамических характеристик спутника с надувным тормозным устройством со сферической оболочкой диаметром 3 м.



**Рис. 4.** Зависимость аэродинамических характеристик связки «КА—НТУ» от высоты полета и угла атаки:  
 $a$  — коэффициент лобового сопротивления;  $b$  — коэффициент подъемной силы;  
 $v$  — коэффициент аэродинамического момента

Были получены подобные результаты — небольшое наблюдаемое отклонение обусловлено различием методик, используемых для определения аэродинамических характеристик.

**Моделирование динамики движения КА с НТУ.** Модель динамики движения, основанная на системе уравнений (1), реализована с использованием пакета программ Simulink. Она состоит из четырех основных блоков: блока исходных данных, блока расчета внешних нагрузок, блока дифференциальных уравнений и блока обработки и вывода результатов. Общая схема связи основных блоков модели представлена на рис. 5.

*Блок исходных данных* содержит начальные значения длины радиус-вектора, скорости, углов  $\alpha$ ,  $\varphi$ ,  $\theta$  и ускорения свободного падения. Начальная скорость рассчитывается по значению высоты полета, а ускорение свободного падения итерационно обновляется в зависимости от высоты.

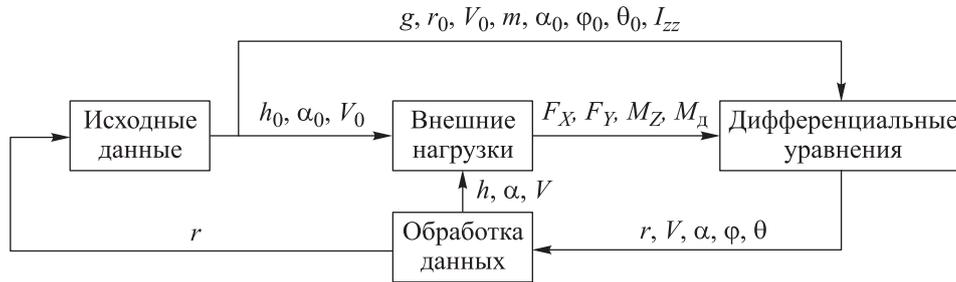


Рис. 5. Схема связи основных блоков расчетной модели

Блок расчета внешних нагрузок предназначен для определения значений аэродинамических сил и моментов, действующих на КА. В качестве входных данных блок принимает текущую высоту, скорость и угол атаки. Плотность окружающей среды и аэродинамические коэффициенты определяются из линейно интерполированных функций изменения этих параметров.

Блок дифференциальных уравнений содержит систему уравнений для построения модели динамики движения спутника.

Блок обработки и вывода данных предназначен либо для вывода результатов расчета, либо для их использования в функциях в следующих итерациях.

Общий вид модели, созданной в пакете программ MATLAB Simulink, приведен на рис. 6.

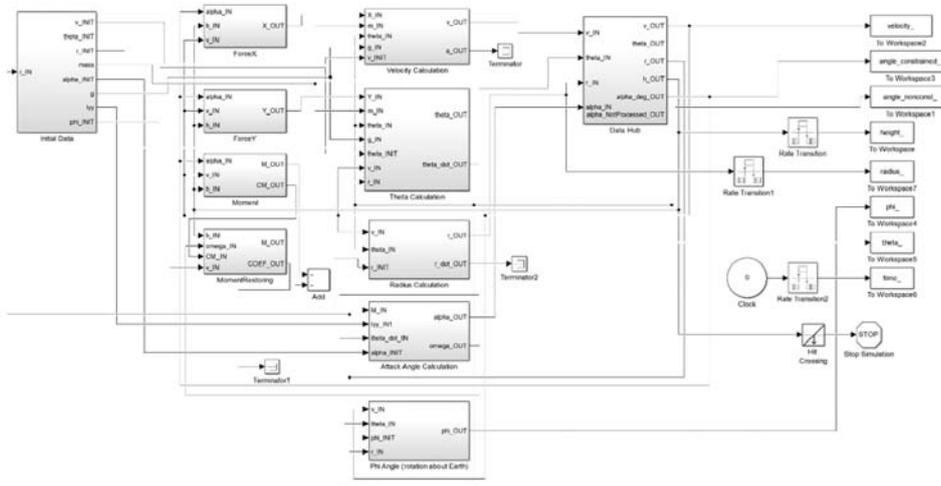
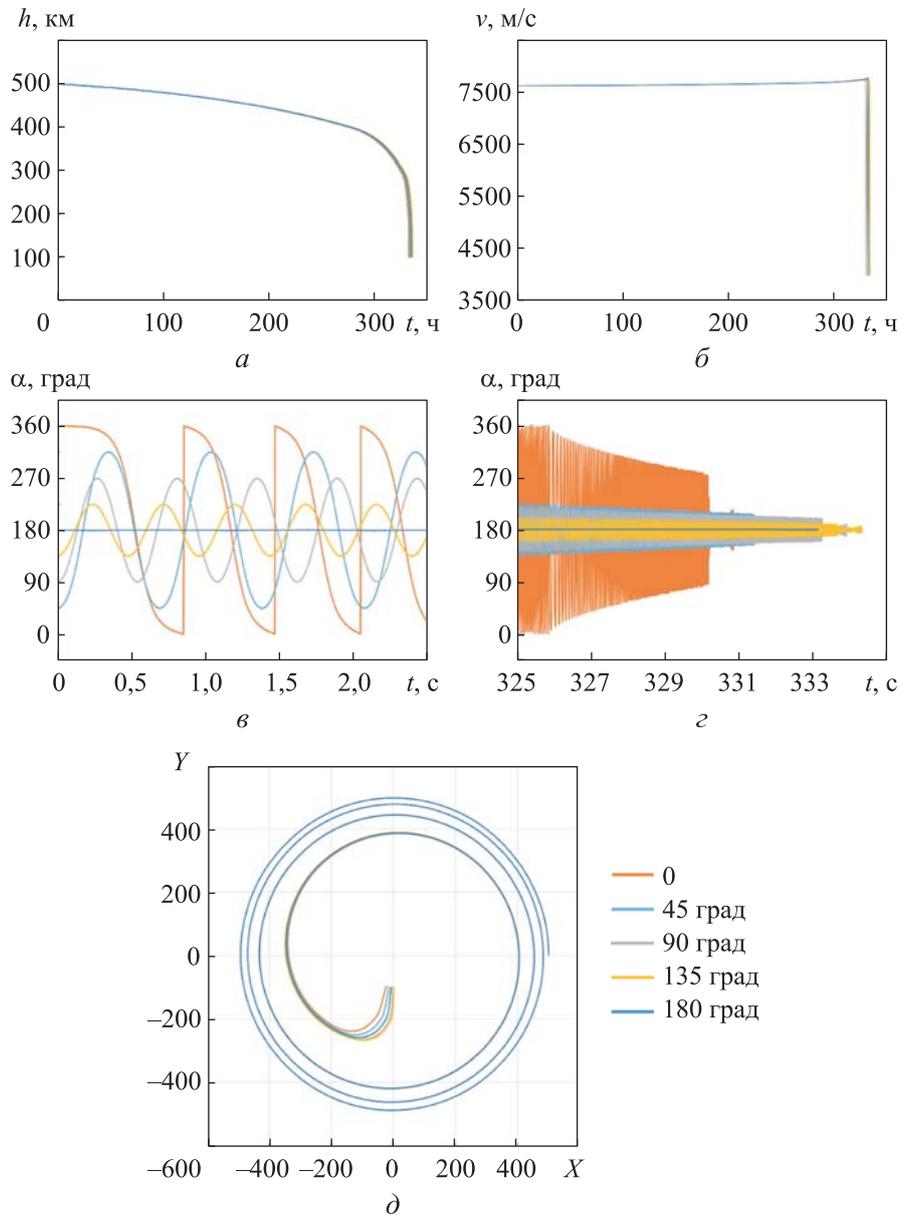


Рис. 6. Общий вид модели в пакете MATLAB Simulink

**Результаты моделирования динамики движения связи «КА—НТУ».** В результате моделирования были определены зависимости высоты спутника с НТУ над уровнем моря, скорости и угла атаки от времени (рис. 7).



**Рис. 7.** Результаты моделирования динамики движения связки «КА—НТУ» в зависимости от времени. Цифры у кривых указывают на значение начального угла атаки связки «КА—НТУ»:

*a* — высота полета; *b* — скорость; *c* — угол атаки на начальном участке траектории; *d* — угол атаки на конечном участке траектории; *e* — траектория спуска в полярной системе координат

Установлено, что спуск спутника с орбиты занимает в среднем 14 дней. С точки зрения времени спуска влияние начального угла атаки незначительно — вариация времени спуска для различных начальных условий составляет 5 ч. В процессе спуска спутник с НТУ совершает 3,75 оборота вокруг Земли.

Изменение скорости движения КА при спуске соответствует изменению высоты полета. Незначительное увеличение скорости при спуске до высоты около 150 км наблюдается при начальном угле атаки, равном нулю. Резкое снижение скорости движения на конечном участке траектории связано с ростом плотности и увеличением аэродинамического сопротивления.

При начальном значении угла атаки, равном 0, наблюдается неконтролируемое вращение спутника, его угловое положение стабилизируется лишь на высоте 120 км, угол атаки при этом становится равен  $180^\circ$ . При начальном значении угла атаки, отличном от нуля, спутник колеблется относительно положения, соответствующего углу атаки  $180^\circ$  с начальной амплитудой  $(180^\circ - \alpha_0) \cdot 2$ . В течение спуска спутника с орбиты уменьшается амплитуда колебаний и аппарат стабилизируется в положении  $180^\circ$ .

**Заключение.** Построена модель свободномолекулярного обтекания связки «спутник—НТУ» и для высоты полета 100...500 км, а также определены аэродинамические коэффициенты движения для различных углов атаки. Разработана математическая модель движения связки «спутник—НТУ» в процессе спуска и имитационная модель спутника с НТУ в программной среде MATLAB Simulink. Имитационная модель позволяет провести анализ динамики движения спутника с надувным тормозным устройством при спуске с низкой околоземной орбиты. Модель учитывает такие параметры, как масса всего спутника, форма надувной оболочки, высота орбиты, начальная скорость на данной орбите, плотность атмосферы в зависимости от высоты. Проведен анализ динамики движения при спуске спутника с его разным начальным положением относительно направления полета. Показано, что время спуска аппарата составляет около двух недель и слабо зависит от начальной ориентации связки «спутник—НТУ», т. е. он спускается значительно быстрее спутника без специализированных средств увода.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Nanosats Database | Constellations, companies, technologies and more*. URL: <https://www.nanosats.eu> (дата обращения: 25.02.2025).
- [2] Kulu E. CubeSats & Nanosatellites — 2024 Statistics. Forecast and Reliability. *75th International Astronautical Congress (IAC 2024)*. Milan, Italy, 14–18 October 2024.
- [3] Priyant C.M., Surekha Kamath. Review of active space debris removal methods. *Space Policy*, 2019, vol. 47, pp. 194–206. DOI: 10.1016/j.spacepol.2018.12.005
- [4] Hirayama H., Kashima S., Hanada T., Kitazawa Y., Kawabe A. Efficient shape for passive orbital debris removal satellite. *ISTIS 2011-r-39* (2011).

- [5] Резник С.В., Абрамова Е.Н. Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы. Часть 1. Проектный облик. Движение в разреженной атмосфере. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 5 (758), с. 101–111.
- [6] Шкадов Л.М. [и др.]. *Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере*. Москва, Машиностроение, 1972, 244 с.
- [7] Колесников К.С. *Динамика ракет*. Москва, Машиностроение, 1980, 376 с.
- [8] Bird G.A. *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*. New York, Oxford University Press Inc., 1994.
- [9] White C., et al. *dsmcFoam+: An OpenFOAM based direct simulation Monte Carlo solver*. Computer Physics Communications, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.cpc.2017.09.030>.
- [10] Allen C.W., Cox A.N. *Allen's Astrophysical Quantities*. Springer Science & Business Media, 2000.
- [11] *CIRA 1965: COSPAR International Reference Atmosphere*. 1965.
- [12] Калугин В.Т., ред. *Аэродинамика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010, 688 с.
- [13] Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов — прорывная технология в ракетно-космической технике. В.А. Колмыков, Х.Ж. Карчаев, ред. Химки, АО «НПО Лавочкина», 2019, 488 с.

Статья поступила в редакцию 24.04.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Павлова Е.А., Воропаев В.А. Миссии и вызовы безопасности и долгосрочной устойчивости космической деятельности. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 6. EDN НТКFNZ

**Халявка Никита Сергеевич** — магистрант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

e-mail: [khalyavkans@student.bmstu.ru](mailto:khalyavkans@student.bmstu.ru)

SPIN-код: 9031-9747, ORCID: 0009-0000-1790-2519

**Просунцов Павел Викторович** — д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

e-mail: [prosuntsovp@bmstu.ru](mailto:prosuntsovp@bmstu.ru)

SPIN-код: 8865-0800, Scopus Author ID: 6506010049,

Web of Science Researcher ID: АВН-1880-2020

## Motion dynamics of a satellite with the inflatable braking device during its descent from the low-Earth orbit

© N.S. Khalyavka, P.V. Prosuntsov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

*The paper studies motion dynamics of a CubeSat nanosatellite with the inflatable braking device (IBD) during its descent from the orbit. Based on simulating the “satellite—IBD” free-molecular flow around, it determines the spacecraft aerodynamic characteristics in the OpenFOAM software package and computes the aerodynamic force coefficients and s-moments depending on velocity, angle of attack and flight altitude. To determine the trajectory and velocity of the satellite with the IBD descent from the orbit under the action of external aerodynamic and gravitational forces, a mathematical model of the motion dynamics is developed. It includes equations of the satellite spatial motion in the spherical-velocity coordinate system, as well as equations of the “satellite—IBD” bundle motion around the center of mass. A block model of the satellite dynamics is constructed taking into account the initial conditions and the external environment impact. Dependence of the satellite altitude, flight speed, angle of attack during the descent is analyzed depending on time. As a result of the simulation, the paper provides an assessment of the applied IBD scheme efficiency and presents data on the expected time of the satellite descent from the orbit.*

**Keywords:** nanosatellite, space debris, low-Earth orbit, descent, inflatable braking device, aerodynamic characteristics, motion dynamics

### REFERENCES

- [1] *Nanosats Database* | Constellations, companies, technologies and more. Available at: <https://www.nanosats.eu> (accessed February 25, 2025).
- [2] Kulu E. CubeSats & nanosatellites – 2024 statistics, forecast and reliability. *75<sup>th</sup> International Astronautical Congress (IAC 2024)*. Milan, Italy, 14–18 October 2024.
- [3] Priyant C.M., Surekha Kamath. Review of active space debris removal methods. *Space Policy*, 2019, vol. 47, pp. 194–206. <https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2018.12.005>
- [4] Hirayama H., Kashima S., Hanada T., Kitazawa Y., Kawabe A. *Efficient shape for passive orbital debris removal satellite*. ISTS 2011-r-39 (2011).
- [5] Reznik S.V., Abramova E.N. Klyuchevye voprosy sozdaniya naduvnykh tormoznykh ustroystv dlya uvoda vyshedshikh iz stroya sputnikov v plotnye sloi atmosfery. Chast 1. Proektnyi oblik. Dvizhenie v razryazhennoy atmosfere [Key issues of creating the inflatable braking devices for removal of the failed satellites into the atmosphere dense layers. Part 1. Design appearance. Motion in the rarefied atmosphere]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye – BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 5 (758), pp. 101–111.
- [6] Shkadov L.M. *Mekhanika optimalnogo prostranstvennogo dvizheniya letatelnykh apparatov v atmosfere* [Mechanics of optimal spatial motion of aircraft in the atmosphere]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1972, 244 p.
- [7] Kolesnikov K.S. *Dinamika raket* [Dynamics of rockets]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1980, 376 p.
- [8] Bird G.A. *Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows*. New York, Oxford University Press Inc., 1994.

- [9] White C., et al. *dsmcFoam+: An OpenFOAM based direct simulation Monte Carlo solver*. Computer Physics Communications, 2017.  
<https://doi.org/10.1016/j.cpc.2017.09.030>
- [10] Allen C.W., Cox A.N. *Allen's astrophysical quantities*. Springer Science & Business Media, 2000.
- [11] *CIRA 1965: COSPAR International Reference Atmosphere*. 1965.
- [12] Kalugin V.T. *Aerodinamika [Aerodynamics]*. Moscow, BMSTU Publ., 2010, 688 p.
- [13] Finchenko V.S., Pichkhadze K.M., Efanov V.V. *Naduvnye elementy v konstruktsiyakh kosmicheskikh apparatov — proryvnaya tekhnologiya v raketno-kosmicheskoy tekhnike [Inflatable elements in spacecraft designs are a breakthrough technology in rocket and space engineering]*. V.A. Kolmykov, Kh.Zh. Karchaev, eds. Khimki, Lavochkin Association, 2019, 488 p.

**Khalyavka N.S.**, Master's Program Student, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University.

e-mail: [khalyavkans@student.bmstu.ru](mailto:khalyavkans@student.bmstu.ru)

SPIN-code: 9031-9747, ORCID: 0009-0000-1790-2519

**Prosuntsov P.V.**, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: [prosuntsovp@bmstu.ru](mailto:prosuntsovp@bmstu.ru)

SPIN-code: 8865-0800, Scopus Author ID: 6506010049,

Web of Science Researcher ID: ABH-1880-2020