

Определение параметров движения космических спускаемых аппаратов с применением специальных тормозных устройств при различных внешних условиях

© В.В. Корянов

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

На современном этапе развития космонавтики востребованы разработки новых спускаемых аппаратов для реализации большого количества задач, например, проведения экспериментов на орбите и доставки результатов экспериментов на Землю, сведения отработавших космических аппаратов с орбиты, проведения фундаментальных исследований на поверхности небесных тел контактным способом. Для обеспечения снижения скорости при посадке в спускаемых аппаратах применяются различные специальные устройства. Рассмотрено использование надувных тормозных устройств в составе малого спускаемого аппарата. Изложены основные аспекты математического описания движения такого аппарата с учетом малых асимметрий и деформаций надувного тормозного устройства за счет смещения центра масс. Приведены результаты моделирования движения малого спускаемого аппарата для двух вариантов различных параметров окружающей среды и получены наиболее благоприятные режимы спуска.

Ключевые слова: надувное тормозное устройство, спускаемый аппарат, динамика движения, асимметрии, траектория спуска, внешняя среда

Введение. Современная мировая космонавтика развивается практически во всех направлениях — исследование Луны и других небесных тел Солнечной системы, наращивание многоспутниковых группировок в околоземном пространстве [1], дальнейшее прогрессирование пилотируемой космонавтики. Так, в Российской Федерации запланировано строительство Российской орбитальной станции [2], а также проведение большого количества экспериментов на орбите. Эволюция космонавтики приводит к тому, что понадобится немало разных средств доставки грузов с орбиты, в связи с чем разрабатываются новые спускаемые аппараты (СА) различных видов, размеров и массы, которые должны отвечать заданным требованиям [3].

Главное в конструкции спускаемого аппарата — способность обеспечить торможение, снижение скорости до приемлемо малых значений за счет достаточно разнообразных специальных приспособлений [4], например, парашюта или двигательных установок. Один из вариантов средств, с помощью которых возможно снижение скорости при выполнении посадки, — использование надувных конструкций. Исследованиям применения таких устройств посвящены, в частности, работы [5–7].

Цель настоящей статьи — описание метода численного моделирования параметров движения спускаемых аппаратов, снабженных надувными тормозными устройствами (НТУ), для анализа движения с учетом возникающих асимметрий.

Технология применения надувных тормозных устройств.

В космической технике может быть широко применена технология создания надувных оболочечных конструкций [5]. С помощью спускаемых аппаратов, оснащенных надувными тормозными устройствами (НТУ), могут быть решены такие задачи, как:

- возвращение и спасение разгонных блоков и ступеней ракет после запуска;
- возвращение с орбиты и спасение спутников с ценным оборудованием и результатами исследований после выполнения их полетной программы;
- регулярный обмен грузами между наземными пунктами и орбитальной пилотируемой космической станцией;
- удаление с орбиты искусственных спутников Земли (ИСЗ) «космического мусора» путем его захвата манипуляторами приблизившегося к удаляемому объекту СА, снабженного НТУ.

Преимущества применения НТУ перед жестким устройством заключаются в следующем:

- 1) возможность создания более крупных конструкций такой же или даже меньшей массы;
- 2) ускоренное замедление аппарата, что эффективнее снижает его скорость при спуске;
- 3) возможность перевозить более тяжелый груз благодаря меньшему весу самого тормозного устройства;
- 4) меньший нагрев аппарата при спуске вследствие более быстрого замедления, что снижает тепловые нагрузки на него.

К ключевым недостаткам использования НТУ следует отнести нестабильность динамической устойчивости и аэродинамических коэффициентов космического аппарата (КА) в процессе спуска. Эти проблемы могут усугубить разброс мест посадки и даже привести к разрушению КА. Однако применение технологий управляемой посадки позволяет значительно снизить риски, связанные с разбросом, и повысить надежность космической техники.

Малый спускаемый аппарат с НТУ типа Met-Net. Проанализируем спуск малого спускаемого аппарата (МСА) с применением НТУ в атмосфере Земли и Марса. Такой МСА массой от 15 до 25 кг с двумя НТУ, изготовленными из высокопрочного материала с теплозащитным покрытием, (рис. 1) разработан для доставки научного оборудования с орбитального КА на Марс. Во время движения в атмосфере НТУ подвергается аэродинамическим нагрузкам, вызывающим изменение его формы и асимметрию [4, 5].

Рис. 1. Внешний вид спускаемого аппарата с двумя надувными тормозными устройствами:
1 — основное НТУ; 2 — корпус СА; 3 — дополнительное НТУ

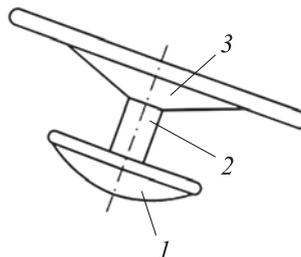


Схема спуска рассматриваемого МСА приведена на рис. 2. На этапе I происходят вход в атмосферу и открытие основного НТУ. На этапе II открывается дополнительное НТУ, сброс которого осуществляется на этапе III движения СА. На заключительном, этапе IV спускаемый аппарат касается поверхности планеты и выполняется его посадка [8].

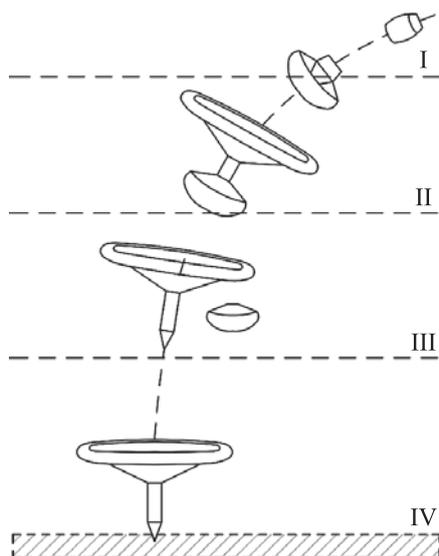


Рис. 2. Схема спуска МСА с НТУ в атмосфере Земли и Марса:
I — внеатмосферное движение; II — движение в верхних слоях атмосферы;
III — движение в нижних слоях атмосферы; IV — посадка на поверхность планеты

Математическое описание процесса. При формировании математической модели спускаемого аппарата приняты следующие допущения:

- СА, являющийся осесимметричным и статически устойчивым, все же обладает малыми массоинерционными и аэродинамическими асимметриями;
- аппарат представляет собой твердое тело с постоянными массой и тензором инерции;
- кривизна и вращение планеты не учитываются.

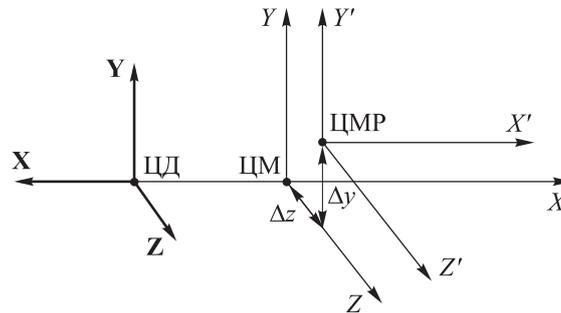


Рис. 3. Схема действия аэродинамических сил при наличии бокового смещения центра масс МСА:

ЦД, ЦМ — центр давления и центр масс для осесимметричного МСА; ЦМР — центр масс МСА при наличии его бокового смещения от продольной оси; X, Y, Z — продольная, нормальная и поперечная аэродинамические силы, приложенные к центру давления осесимметричного МСА

Схема действия аэродинамических сил при наличии смещения центра масс приведена на рис. 3.

К возмущающим факторам относятся следующие асимметрии:

$\Delta y, \Delta z$ — боковые смещения центра масс СА относительно его продольной оси;

I_{XY}, I_{XZ}, I_{YZ} — центробежные моменты инерции, возникающие из-за смещения главных осей инерции от осей симметрии СА;

m_{Y0}, m_{Z0} — аэродинамические коэффициенты моментов рыскания и тангажа при отсутствии смещения продольной оси СА от вектора воздушной скорости, обусловленные аэродинамической асимметрией.

Динамические уравнения движения СА запишем в проекциях на оси связанной системы координат (ССК) $OXYZ$, кинематические уравнения движения центра масс СА — в проекциях на оси нормальной земной инерциальной системы координат (ИСК) $OX_gY_gZ_g$ (рис. 4).

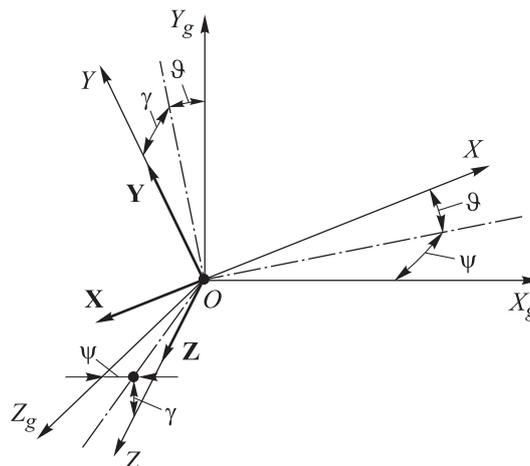


Рис. 4. Схема углов перехода от земной системы координат с ССК: θ — угол тангажа; ψ — угол рыскания; γ — угол крена

Углы, определяющие положение ССК относительно земной инерциальной системы координат, приведены на рис. 4, где также выделены продольная X , нормальная Y и боковая Z силы как проекции вектора аэродинамической силы R_a на оси ССК.

В работе [4] подробно представлена математическая модель, состоящая из динамических уравнений поступательного движения центра масс СА, кинематических уравнений движения центра масс СА, динамических уравнений вращательного движения СА вокруг его центра масс, кинематических уравнений вращательного движения СА вокруг его центра масс.

Для проведения расчетов необходимо задать:

конструктивные параметры СА: S — площадь миделевого сечения; m — масса СА; l — длина СА; I_X — момент инерции относительно продольной оси; I_Z — момент инерции относительно поперечной оси;

асимметрии: Δy , Δz — боковое смещение центра масс; I_{XY} , I_{XZ} , I_{YZ} — центробежные моменты инерции; m_{y0} , m_{z0} — аэродинамические коэффициенты моментов от асимметрии формы СА;

начальные условия движения СА при входе в атмосферу: V_0 — скорость; $x_{g0}y_{g0}z_{g0}$ — координаты положения центра масс СА в земной СК; $\omega_{x0}\omega_{y0}\omega_{z0}$ — компоненты угловой скорости СА; ψ_0 , ϑ_0 , γ_0 — углы рыскания, тангажа и крена.

Деформация нежесткого НТУ СА. Деформация НТУ при спуске в основном зависит от поперечной нагрузки, пропорциональной скоростному напору q и пространственному углу атаки α_n [9]

$$q_s = q \sin \alpha_n. \quad (1)$$

Влияние поперечной нагрузки приводит к деформации НТУ и изменению аэродинамических коэффициентов, а также к появлению дополнительных малых асимметрий. Для точного определения аэродинамических коэффициентов и дополнительных малых асимметрий необходимо провести многочисленные расчеты и экспериментальные исследования, для чего требуются значительные финансовые затраты.

Предварительные исследования показали, что поперечная нагрузка q_s на всей траектории спуска, определяемая формулой (1), будет иметь малые значения, что объясняется слабым скоростным напором на высоте условного входа в атмосферу, составляющее примерно 100 км, и относительно небольшим пространственным углом атаки на малых (20 км) и средних (60 км) высотах спуска СА. Варьирование значениями поперечной нагрузки наряду с другими факторами будет характеризовать деформацию НТУ и приводить к изменению аэродинамических коэффициентов и дополнительных асимметрий.

В настоящей работе принят подход, основанный на линейной зависимости аэродинамических коэффициентов и дополнительных малых асимметрий от поперечной нагрузки. По результатам расчетов динамики углового движения СА с применением НТУ как твердого тела определяется максимальное значение поперечной нагрузки на всей траектории спуска, которое считается равным фиксированному значению поперечной нагрузки q_{sf} . Для этой фиксированной поперечной нагрузки определяется деформация формы НТУ, рассчитываются изменения аэродинамических коэффициентов и дополнительных асимметрий в плоскости пространственного угла атаки, вводится коэффициент отношения текущей поперечной нагрузки к ее фиксированному значению — $k_1 = q_s/q_{sf}$.

В соответствии с этими данными для расчета аэродинамических коэффициентов осевой и нормальной сил, аэродинамического коэффициента стабилизирующего момента СА с учетом деформации НТУ можно использовать следующие формулы:

$$C_{X_n\text{def}} = C_{X_n} (1 + \Delta C_{X_f} k_1);$$

$$C_{Y_n\text{def}} = C_{Y_n} (1 + \Delta C_{Y_f} k_1);$$

$$m_{Z_n\text{def}} = m_{Z_n} (1 + \Delta C_{Y_f} k_1),$$

где $C_{X_n}, C_{Y_n}, m_{Z_n}$ — аэродинамические коэффициенты осевой и нормальной сил, стабилизирующего момента в плоскости пространственного угла атаки для недеформированного СА; $\Delta C_{X_f}, \Delta C_{Y_f}$ — изменения аэродинамических коэффициентов осевой и нормальной сил по отношению к номинальным значениям этих коэффициентов при деформации НТУ, обусловленные влиянием фиксированного значения скоростного напора.

Деформирование НТУ в процессе спуска СА приводит к появлению дополнительных малых асимметрий разного вида. К ним относятся боковое смещение центра масс, дополнительные центробежные моменты инерции и асимметрии внешней формы. В соответствии с предположением, что деформация НТУ проходит в плоскости пространственного угла атаки, дополнительные асимметрии проявляются также в плоскости пространственного угла атаки.

Для деформированного НТУ были получены аналитические зависимости по определению дополнительных величин бокового смещения центра масс СА, центробежных моментов инерции и асимметрии внешней формы в проекциях на оси связанной системы координат:

$$\Delta y_{\text{def}} = \Delta \rho_f \frac{m_1}{m} k_1 \cos \varphi_{\text{п}}; \quad \Delta z_{\text{def}} = \Delta \rho_f \frac{m_1}{m} k_1 \sin \varphi_{\text{п}};$$

$$I_{xy\text{def}} = \frac{\Delta \rho_f}{x_1} (I_y - I_x) k_1 \cos \varphi_{\text{п}}; \quad I_{xz\text{def}} = \frac{\Delta \rho_f}{x_1} (I_z - I_x) k_1 \sin \varphi_{\text{п}};$$

$$m_{y\text{def}} = m_{af} k_1 \sin \varphi_{\text{п}}; \quad m_{z\text{def}} = m_{af} k_1 \cos \varphi_{\text{п}},$$

где $\Delta \rho_f$ — боковое смещение центра масс НТУ при деформации, обусловленной влиянием заданного фиксированного значения поперечной нагрузки q_{sf} ; m_1 — масса НТУ; x_1 — расстояние между центром масс НТУ и центром масс СА; m_{af} — аэродинамический коэффициент поперечного момента от асимметрии внешней формы, обусловленной влиянием заданного фиксированного значения поперечной нагрузки q_{sf} ; $\varphi_{\text{п}}$ — аэродинамический угол крена.

Следовательно, в процессе движения СА с учетом деформации НТУ начальные значения асимметрий дополняются асимметриями, возникающими в результате деформации надувной оболочки:

$$y = \Delta y_0 + \Delta y_{\text{def}}; \quad \Delta z = \Delta z_0 + \Delta z_{\text{def}};$$

$$I_{xy} = I_{xy0} + I_{xy\text{def}}; \quad I_{xz} = I_{xz0} + I_{xz\text{def}};$$

$$m_y = m_{y0} + m_{y\text{def}}; \quad m_z = m_{z0} + m_{z\text{def}}.$$

Результат исследования динамики движения МСА с НТУ типа Met-Net в атмосфере Марса и Земли с учетом асимметрий и деформаций нежесткого НТУ. Используя ранее полученные результаты и сделанные выводы, исследуем динамику движения МСА с НТУ типа Met-Net в атмосфере Марса и Земли с учетом асимметрий и деформаций нежесткого НТУ, затем сравним результаты для трех случаев:

- а) спуск в атмосфере Земли с учетом асимметрий;
- б) спуск в атмосфере Марса с учетом асимметрий;
- в) спуск в атмосфере Марса с учетом асимметрий и деформаций.

Была применена описанная выше математическая модель движения с учетом асимметрий СА. Построенные в программе SolidWorks трехмерные модели МСА типа Met-Net показаны на рис. 5.

Вычисления атмосферных параметров проводились с помощью программы Martian Atmosphere Observation And Modeling (MAOAM), выполненной международной командой ученых, в которой моделируют атмосферу Марса [10].

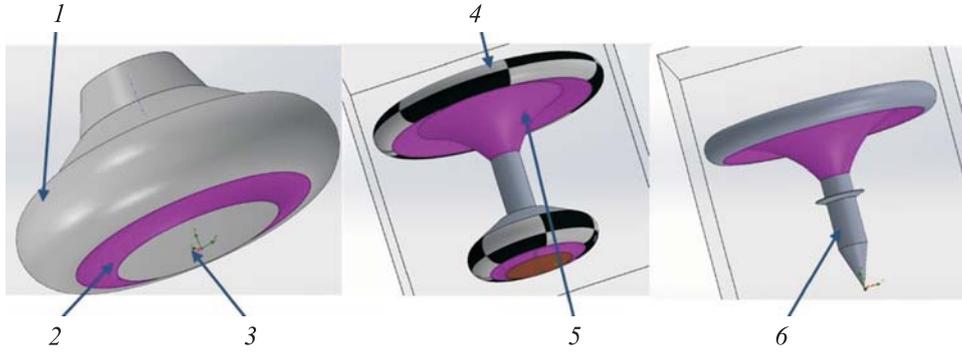


Рис. 5. Вид построения расчетной сетки исследуемых моделей МСА типа Met-Net: *a* — основное НТУ; *б* — дополнительное НТУ; *в* — посадочный модуль (ПМ); 1 — надувная оболочка в форме тора; 2 — гибкая тепловая защита; 3 — лобовой аэродинамический экран; 4 — торовая оболочка; 5 — конус; 6 — система посадки и амортизации

Коэффициент момента m_z относительно поперечной оси (тангажа) определен относительно носка аппарата. Коэффициенты момента тангажа m_z и демпфирующего момента $\overline{m_z^{\omega_z}}$ для произвольного положения центра масс пересчитываются по формулам

$$m_{z\text{ЦМ}} = m_z - C_y \frac{x_{\text{ЦМ}}}{l} + C_x \frac{y_{\text{ЦМ}}}{l};$$

$$\overline{m_z^{\omega_z}}_{\text{ЦМ}} = \overline{m_z^{\omega_z}} + \left(m_z^{\alpha_{\text{п}}} - C_y^{\omega_z} \right) \frac{x_{\text{ЦМ}}}{l} - C_y^{\alpha_{\text{п}}} \left(\frac{x_{\text{ЦМ}}}{l} \right)^2,$$

где $x_{\text{ЦМ}}$ и $y_{\text{ЦМ}}$ — расстояния центра масс от носика аппарата вдоль продольной и поперечной осей аппарата.

Для расчета деформации нежесткого НТУ в процессе спуска были заданы следующие коэффициенты:

$$q_{sf} = 51,251 \text{ Па}; C_{xf} = \Delta C_{yf} = 0,15; \Delta = \Delta \rho_f \frac{m_1}{m} = 1 \text{ мм}; m_{af} = 0,002;$$

$$m_1^{\text{ОНТУ}} = 1,05 \text{ кг}; m_1^{\text{ДНТУ}} = 2,65 \text{ кг}; m_1^{\text{ПМ}} = 1,6 \text{ кг};$$

$$x_1^{\text{ОНТУ}} = 0,133 \text{ м}; x_1^{\text{ДНТУ}} = 0,527 \text{ м}; m_1^{\text{ПМ}} = 0,656 \text{ м},$$

где $q_{sf} = q_{s\text{max}}$ — максимальное значение поперечной нагрузки, определяемое по результатам расчетов динамики движения СА с НТУ как твердого тела на всей траектории; $m_1^{\text{ОНТУ}}$ — масса основного НТУ; $m_1^{\text{ДНТУ}}$ — масса дополнительного НТУ; x_1 — расстояние между центром масс НТУ и центром масс СА.

С использованием разработанного программного обеспечения было выполнено моделирование движения МСА Met-Net с НТУ в атмосфере Марса и Земли с учетом асимметрий и деформаций нежесткого НТУ. В результате моделирования были получены зависимости пространственного угла атаки, годограф оси X , угла скольжения, угла атаки, угла наклона траектории, скоростного напора, продольной перегрузки, скорости и угловых скоростей от времени для каждой траектории, представленные на рис. 6–15 в трех различных случаях: спуск в атмосфере Земли с учетом асимметрий (*а*); спуск в атмосфере Марса с учетом асимметрий (*б*); спуск в атмосфере Марса с учетом асимметрий и деформаций (*в*). На рисунках приведены аббревиатуры: ОНТУ — основное надувное тормозное устройство; ДНТУ — дополнительное надувное тормозное устройство; ПМ — посадочный модуль.

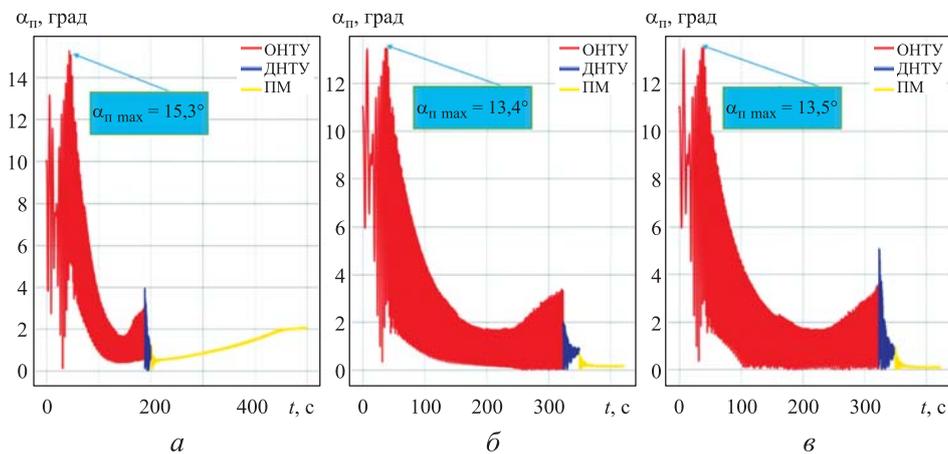


Рис. 6. Зависимость пространственного угла атаки α_n от времени полета t

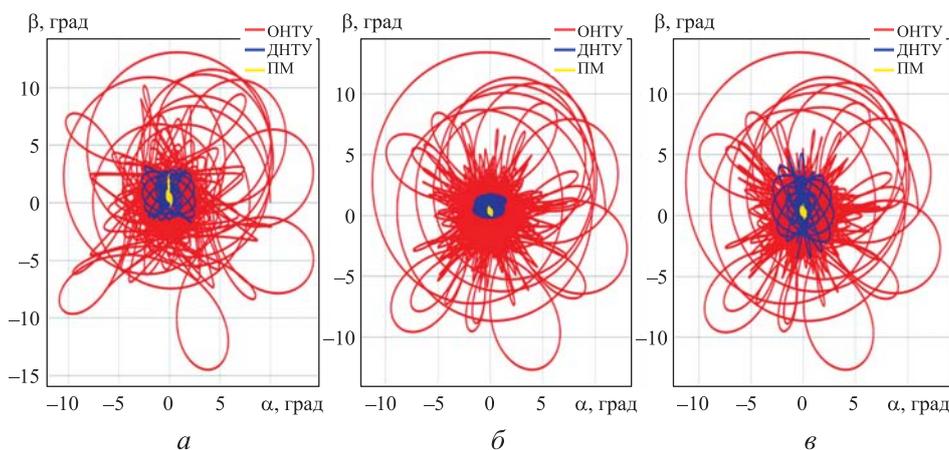


Рис. 7. Зависимость годографа оси X (углы α и β) от времени полета

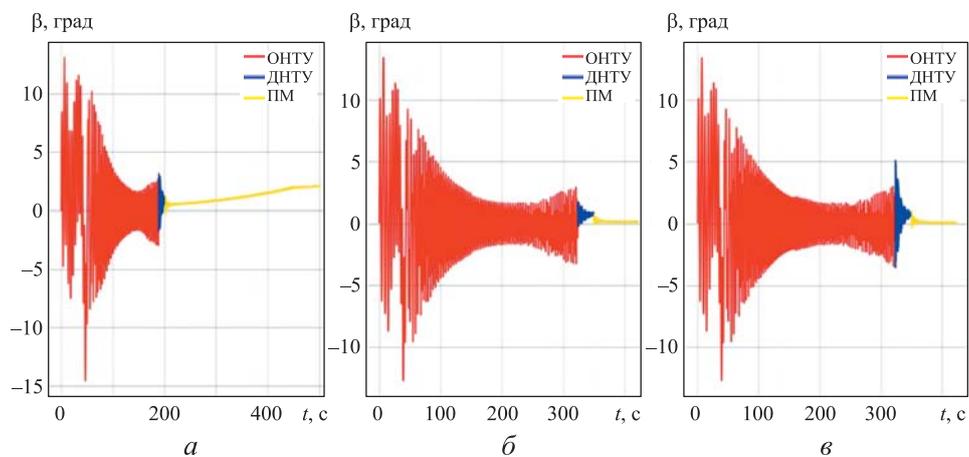


Рис. 8. Зависимость угла скольжения β от времени полета t

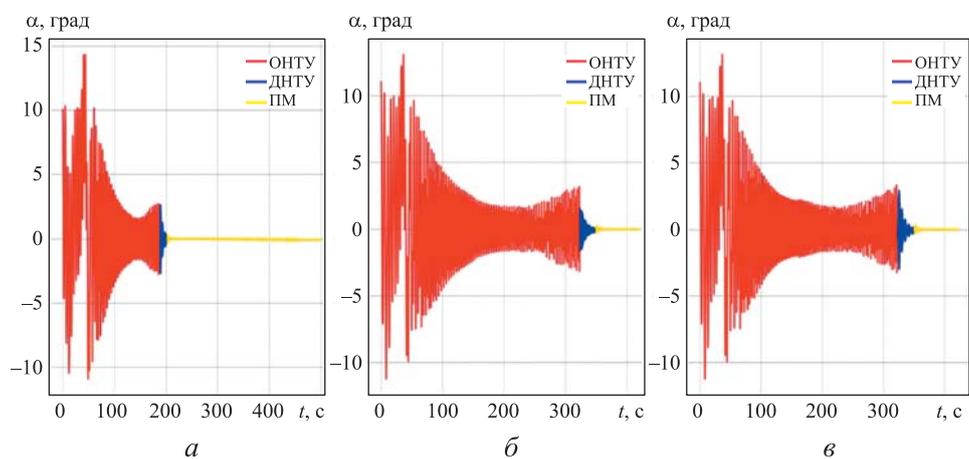


Рис. 9. Зависимость угла атаки α от времени полета t

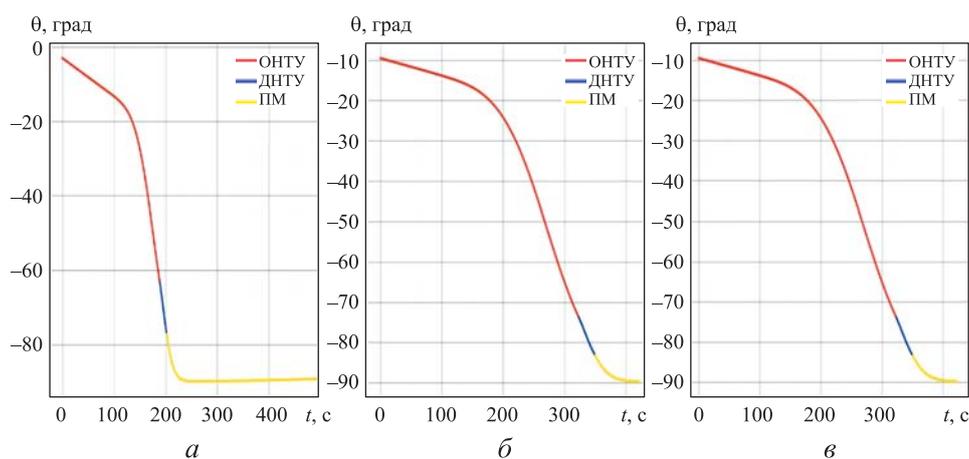


Рис. 10. Зависимость угла наклона траектории θ от времени полета t

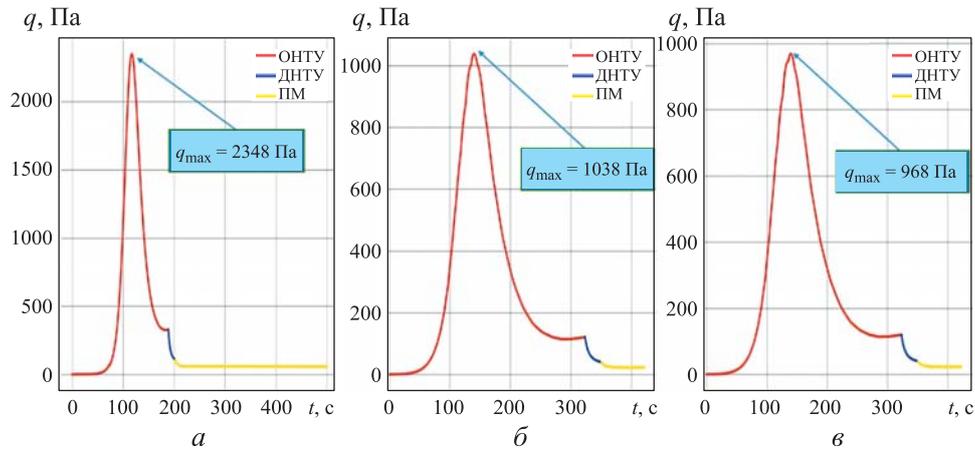


Рис. 11. Зависимость скоростного напора q от времени полета t

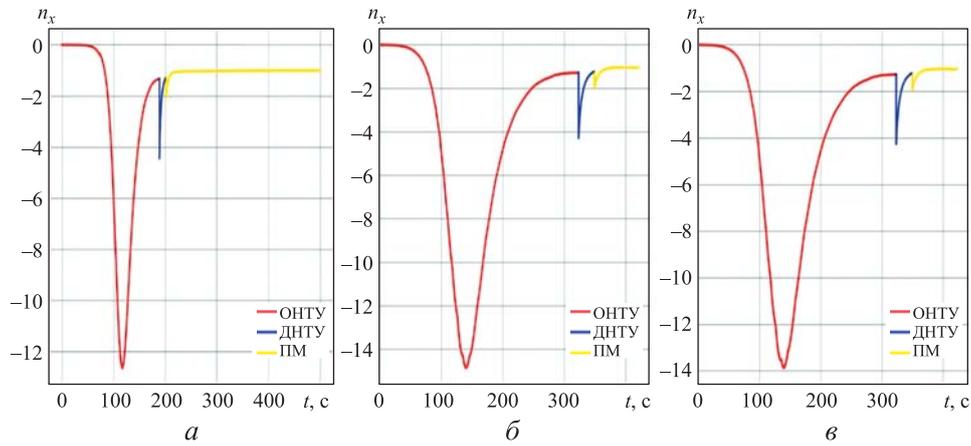


Рис. 12. Зависимость продольной составляющей перегрузки n_x от времени полета t

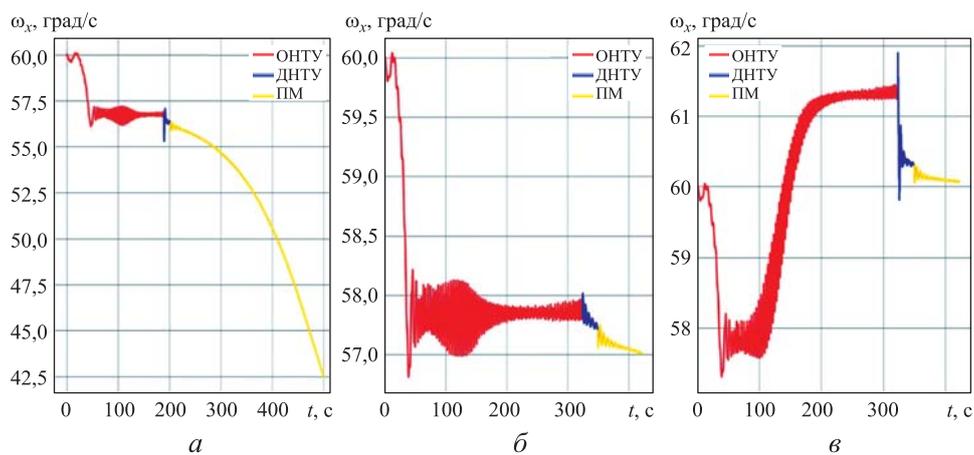


Рис. 13. Зависимость продольной составляющей угловой скорости ω_x от времени полета t

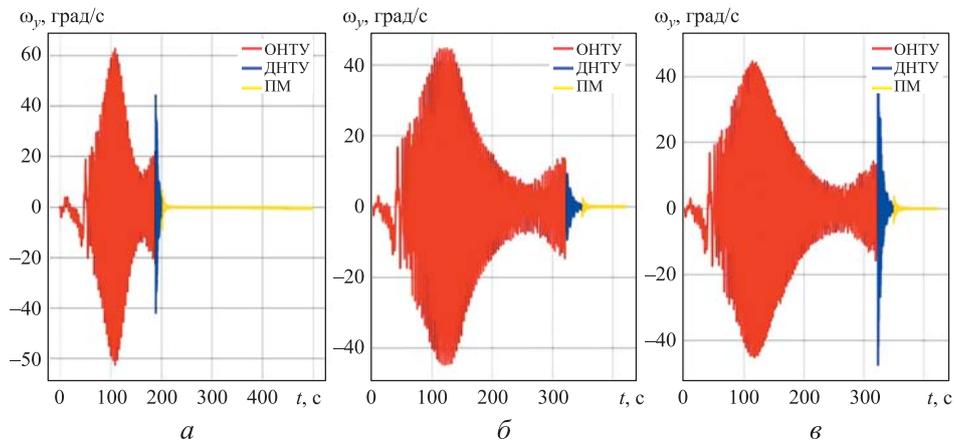


Рис. 14. Зависимость нормальной составляющей угловой скорости ω_y от времени t

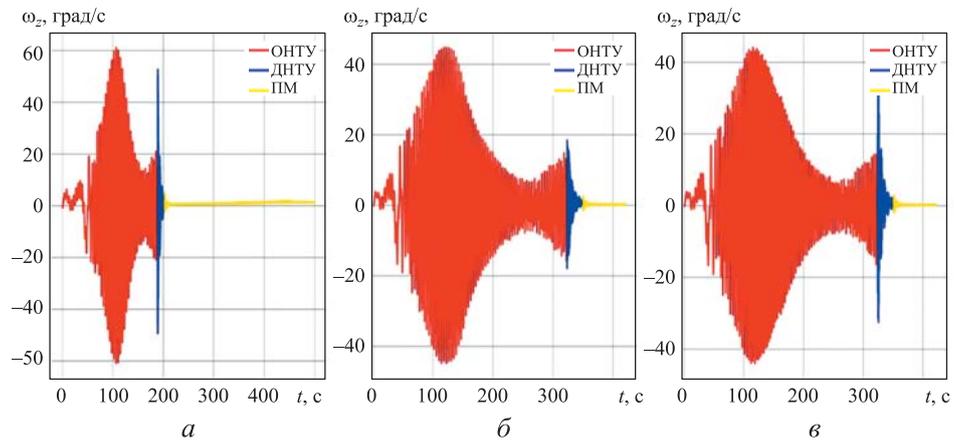


Рис. 15. Зависимость боковой составляющей угловой скорости ω_z от времени полета t

Исходя из приведенных выше результатов, можно сделать следующие выводы. При посадке на Марс получены расчетные значения: $V_x \approx 55$ м/с; $V_y, V_z \approx 0$ м/с; $\theta_k \approx 90^\circ$. При такой скорости благодаря амортизатору и пружинному толкателю на вершине посадочного модуля возможна безопасная посадка на Марс.

Заключение. На основании проведенных исследований можно отметить следующие основные положения. Описан метод математического моделирования движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством. Приведены основные математические подходы и выкладки к формированию математической модели для описания движения спускаемого аппарата, оснащенного НТУ, с учетом асимметрий и деформации НТУ. С помощью изложенного метода были проведены исследования движения СА с нежестким НТУ

в атмосферах Земли и Марса. Отмечено, что деформация НТУ приводит к изменению аэродинамических коэффициентов сил и моментов, а также к появлению дополнительных малых асимметрий в виде бокового смещения центра масс, центробежных моментов инерции и асимметрии внешней формы.

Предложенный метод исследования влияния деформации НТУ на угловое движение космического СА позволяет на этапе проектирования определять основные параметры НТУ, обеспечивающего устойчивое движение различных СА на всей траектории спуска.

Процесс спуска МСА типа Met-Net в условиях Земли имеет ряд особенностей, связанных с наличием более плотной атмосферы, чем на Марсе. Так, максимальный скоростной напор при спуске на Землю в 2 раза больше, чем на Марсе.

При стабилизации закруткой и ориентированном входе в атмосферу МСА типа Met-Net сохраняется устойчивость на всей траектории спуска как в условиях Марса, так и в условиях Земли. Характер углового движения при моделировании движения МСА типа Met-Net в атмосфере Земли сохраняется.

Первое увеличение пространственного угла атаки наблюдается при движении в верхних слоях атмосферы вследствие статической неустойчивости аппарата. Второе увеличение происходит при совпадении продольной и резонансной угловой скорости. Третье увеличение возникает на трансзвуковых и дозвуковых скоростях полета перед вводом ДНТУ (см. рис. 6), что вызвано наличием антидемпфирования (т. е. увеличение амплитуды угловых колебаний летательного аппарата относительно центра масс за счет дополнительных аэродинамических сил и моментов, возникающих из-за изменения потока) для скоростей, характерных для движения на данном этапе, находящихся в диапазоне 170...280 м/с.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Орбитальные группировки. *Роскосмос*. URL: <https://www.roscosmos.ru/#orbit> (дата обращения: 28.10.2024).
- [2] Российская орбитальная станция. *РКК «Энергия»*. URL: <https://www.energia.ru/ru/spaceactivities/ros-station.html> (дата обращения: 28.10.2024).
- [3] Пилотируемый транспортный корабль нового поколения (ПТК НП). *РКК «Энергия»*. URL: <https://www.energia.ru/ru/spaceactivities/ptk-np/ptk-np.html> (дата обращения: 28.10.2024).
- [4] Корянов В.В. *Динамика движения спускаемых аппаратов в атмосфере планеты*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021.
- [5] Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. *Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов — прорывная технология в ракетно-космической технике*. Химки, НПО им. С.А. Лавочкина, 2019, 488 с.
- [6] Корянов В.В., Кухаренко А.С. Оценка параметров управляемого движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством путем отклоне-

- ния элементов конструкции. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 4. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2174>
- [7] Алексашкин С.Н., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Принципы проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2012, № 2, с. 4–11.
- [8] Корянов В.В. Моделирование динамики движения спускаемого аппарата на заключительном этапе посадки. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-6-1989>
- [9] Казаковцев В.П., Корянов В.В. Метод исследования динамики углового движения космического спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2012, № 3, с. 39–46.
- [10] Международная команда ученых, занимающаяся моделированием атмосферы Марса, MAOAM — “Martian Atmosphere Observation And Modeling”. *Сайт МФТИ*. URL: <https://mars.mipt.ru/>

Статья поступила в редакцию 30.10.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Корянов В.В. Определение параметров движения космических спускаемых аппаратов с применением специальных тормозных устройств при различных внешних условиях. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 11. EDN DRPFWY

Корянов Всеволод Владимирович — канд. техн. наук, доцент, заместитель заведующего кафедрой «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 70 научных статей.
e-mail: vkoryanov@bmstu.ru

Determination of the motion parameters of space descent vehicles using special braking devices for various external conditions

© V.V. Koryanov

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

The current stage of cosmonautics development makes it necessary to develop new descent vehicles to perform a large number of tasks in space — conducting experiments in orbit and delivering the results of experiments to Earth, bringing spent spacecraft down from orbit, conducting fundamental research on the surface of celestial bodies by contact. To ensure a reduction in speed during landing, various special devices are used in descent vehicles. The paper describes the use of inflatable braking devices in a small descent vehicle. The main aspects of the mathematical description of the motion of such a descent vehicle are given, taking into account small asymmetries and deformations of the inflatable braking device due to the displacement of the center of mass. The results of modeling the motion of a small descent vehicle for two different environmental parameters are given and the most favorable descent modes are obtained.

Keywords: *inflatable braking device, descent module, motion dynamics, asymmetries, descent trajectory, external environment*

REFERENCES

- [1] Orbital constellations. *Roscosmos*. Available at: <https://www.roscosmos.ru/#orbit> (accessed October 28, 2024).
- [2] Russian orbital station. *Energia*. Available at: <https://www.energia.ru/ru/spaceactivities/ros-station.html> (accessed October 28, 2024).
- [3] New-generation manned transport ship (PTK NP). *Energia*. Available at: <https://www.energia.ru/ru/spaceactivities/ptk-np/ptk-np.html> (accessed October 28, 2024).
- [4] Koryanov V.V. *Dinamika dvizheniya spuskayemykh apparatov v atmosfere planety* [Dynamics of descent vehicles motion in the planet's atmosphere]. Moscow, BMSTU Press, 2021.
- [5] Finchenko V.S., Pichkhadze K.M., Efanov V.V. *Naduvnyye elementy v konstruktivnykh kosmicheskikh apparatov — proryvnaya tekhnologiya v raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Inflatable elements in spacecraft structures — a breakthrough technology in rocket and space engineering]. Khimki, Lavochkin Association, 2019.
- [6] Koryanov V.V., Kukhareno A.S. Deflection of structural elements in estimating parameters of the controlled motion of the descent vehicle with an inflatable braking device. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, iss. 4. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2174>
- [7] Aleksashkin S.N., Pichkhadze K.M., Finchenko V.S. Design principles of descent vehicles with inflatable braking devices in planetary atmospheres. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavichkina — Bulletin of Lavochkin Association*, 2012, no. 2. pp. 4–11.

- [8] Koryanov V.V. Simulation of landing vehicle dynamic motion in the final stage of landing. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-6-1989>
- [9] Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V. A method for studying the dynamics of angular motion of a space descent vehicle with an inflatable braking device. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2012, no. 3, pp. 39–46.
- [10] *International team of scientists engaged in modeling the atmosphere of Mars* MAOAM — “Martian Atmosphere Observation and Modeling”:
<https://mars.mipt.ru/>

Koryanov V.V., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Deputy Head of the Department “Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft”, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 70 scientific articles.
e-mail: vkoryanov@bmstu.ru