

# ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

УДК 629.782

## ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОБЛЕМЫ СПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В АТМОСФЕРЕ МАРСА

Соколов Н.Л.<sup>\*</sup>, Орлов Д.А.<sup>\*\*</sup>

*Центральный научно-исследовательский институт машиностроения,  
ЦНИИМаш, ул. Пионерская, 4, Королёв, Московская область, 141070, Россия*

*\*e-mail: sokolov@mcc.rsa.ru*

*\*\*e-mail: oda@mcc.rsa.ru*

---

Исследуются проектно-баллистические аспекты проблемы управления космическими аппаратами (КА) в атмосфере Марса. В качестве критериев оптимальности используются максимум коридора входа КА в атмосферу и минимум конечной скорости при вводе в действие системы мягкой посадки. Проводится анализ изменения критериев оптимальности в зависимости от значений аэродинамического качества, приведенной нагрузки на лобовую поверхность и максимально допустимых величин перегрузки. Приводятся численные и графические результаты расчетов. Обосновывается необходимость применения управляемых КА для обеспечения требований к значениям физически реализуемого коридора входа. Полученные результаты могут быть использованы при выполнении проектов исследования Марса и других планет.

*Ключевые слова:* проектно-баллистические исследования, оптимальное управление, спуск в атмосфере, принцип максимума, космический аппарат, аэродинамическое качество, минимизация конечной скорости.

---

### Введение

Одной из основных тенденций развития мировой космической деятельности является активизация изучения дальнего космоса. В программах космических исследований многих стран мира большое внимание уделяется изучению Марса и его спутников. К настоящему времени осуществлены космические проекты («Maven», «Кьюриосити» — США; «Мангальян» — Индия; «Инхо-1» — Китай). Ведется подготовка к выполнению ряда других миссий, в том числе совместного проекта Роскосмоса и Европейского космического агентства

«Exomars», российских проектов «Экспедиция-М», «Фобос-Грунт» и др.

Практически все реализованные и планируемые миссии исследования Марса предусматривают применение модулей, осуществляющих зондирование марсианской атмосферы, посадку на поверхность, изучение состава, структуры, характеристик атмосферы и грунта планеты. Только с помощью таких модулей могут быть успешно выполнены задачи изучения рельефа поверхности, химического состава атмосферы, характеристик гравитационного и магнитного полей; измерения температуры, давле-

ния атмосферы в зависимости от высоты над поверхностью планеты; фотографирования поверхности планеты с последующей передачей изображений на Землю и др.

В связи с вышеизложенным чрезвычайно важной является проблема организации оптимального управления КА в исключительно разреженной атмосфере Марса, в первую очередь из-за необходимости обеспечения коридора входа КА в атмосферу требуемых размеров и эффективного гашения скорости движения аппарата. Решение рассматриваемой проблемы во многом зависит от выбора рациональных значений проектно-баллистических параметров спускаемых аппаратов и способов управления в атмосфере.

### Обсуждение проблемы

Отдельным вопросам управления КА в атмосфере Марса и других планет Солнечной системы посвящено достаточно много работ российских и зарубежных исследователей [1–10].

Так, в работах [1–3] исследуются задачи оптимального управления КА в атмосфере для различных критериев оптимальности, граничных условий, параметров КА. При этом основное внимание уделяется решению задач с использованием отдельно взятых функционалов управления без учета возможностей рассмотрения обобщенных критериев оптимальности. Работа [4] посвящена анализу динамики движения спускаемого аппарата в условиях его жесткой посадки на поверхность планеты с учетом различных типов грунта. Приводится описание метода исследования динамики углового движения спускаемого аппарата асимметричной формы [5]. В работах [6, 7] рассматриваются вопросы управления посадочным модулем КА «Экзомарс» с аэродинамическим качеством для обеспечения мягкой посадки на поверхность Марса. В работе [8] приводится анализ динамики пространственного движения неуправляемого спускаемого аппарата с учетом влияния бокового смещения центра масс КА. В работе [9] представлен метод сетевого оператора, используемый для решения задачи минимизации максимальной перегрузки в процессе снижения КА в атмосфере. Работа [10] посвящена описанию математической модели ветровых воздействий в атмосфере Марса, что позволяет уточнить расчёты траекторий движения КА в атмосфере Марса.

Анализ этих и других материалов показал наличие проблемных вопросов в методологии оптимального управления КА. В частности, отсутствует методика выбора и обоснования облика и проектных параметров, при которых обеспечиваются миними-

зация конечной скорости, минимизация максимальных значений перегрузок и температур, максимизация физически реализуемых коридоров входа КА в атмосферу. Недостаточно проработаны вопросы эффективного гашения скорости КА путем управления углом атаки на заключительном этапе спуска.

В настоящей работе проводятся исследования проектно-баллистической проблемы спуска КА в атмосфере Марса, оцениваются характерные траекторные параметры при различных условиях полета КА, анализируются альтернативные способы управления аппаратом. Полученные результаты будут во многом способствовать обоснованию облика и рациональных технологий управления КА при посадке на поверхность Марса.

### Постановка задачи

Движения КА в атмосфере Марса по аналогии с [1] описываются системой дифференциальных уравнений в скоростной системе координат:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\frac{\rho V^2}{2P_x} - \frac{\mu}{r^2} \sin \theta; \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{\rho VK_\sigma}{2P_x} \cos \gamma - \frac{\mu}{r^2 V} \cos \theta + \frac{V}{r} \cos \theta; \\ \frac{d\varepsilon}{dt} &= \frac{\rho VK_\sigma}{2P_x \cos \theta} \sin \gamma - \frac{V}{r} \cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \varphi; \\ \frac{dh}{dt} &= V \sin \theta; \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V \cos \theta \cos \varepsilon}{r \cos \varphi}; \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{V}{r} \cos \theta \sin \varepsilon; \\ P_x &= \frac{m}{C_x S}; \quad K_\sigma = \frac{C_y}{C_x}; \quad r = R + h, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $V$  — скорость КА;  $\theta$  — угол наклона вектора скорости к местному горизонту;  $\varepsilon$  — угол между проекцией вектора скорости на местный горизонт и местной параллелью;  $h$  — высота полета КА над поверхностью Марса;  $\lambda$  и  $\varphi$  — геоцентрические долгота и широта;  $m$  — масса КА;  $R = 3395$  км — экваториальный радиус Марса;  $\rho$  — плотность ат-

мосферы;  $\mu = 42\,828,48 \text{ км}^3/\text{с}^2$  — произведение постоянной притяжения на массу Марса;  $P_x$  — приведенная нагрузка на лобовую поверхность КА;  $K_0$  — аэродинамическое качество;  $C_x$  и  $C_y$  — аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы;  $S$  — площадь миделева сечения КА;  $\gamma$  — угол крена.

Управление КА в атмосфере осуществляется путем изменения угла  $\gamma$ . Значения  $\gamma$  могут варьироваться в пределах

$$-\pi \leq \gamma \leq \pi. \quad (2)$$

Рассматривается номинальная модель атмосферы Марса, где плотность  $\rho$ , в зависимости от высоты над поверхностью планеты, определяется как

$$\rho = \rho_0 e^{-\beta h}, \quad (3)$$

где  $\rho_0 = 0,019 \text{ кг/м}^3$ ;  $\beta = 0,07 \text{ км}^{-1}$  [1].

Будем считать, что начальная точка траектории  $t = t_0$  соответствует моменту входа КА в атмосферу Марса. При этом все значения параметров КА известны:

$$\begin{aligned} V(t_0) = V_0, \theta(t_0) = \theta_0, \varepsilon(t_0) = \varepsilon_0, h(t_0) = h_0, \\ \lambda(t_0) = \lambda_0, \varphi(t_0) = \varphi_0. \end{aligned} \quad (4)$$

В конечной точке траектории  $t = t_k$  (момент ввода в действие системы мягкой посадки) известны значения высоты полета КА:

$$h(t_k) = 5 \div 9 \text{ км}. \quad (5)$$

Учитывается ограничение на максимальные значения перегрузки  $n_{\max}$ :

$$n(t) \leq n_{\max} = 15 \text{ ед}. \quad (6)$$

Основное внимание при выработке требований к проектно-баллистическим параметрам будем уделять оценкам физически реализуемого коридора входа КА  $\Delta\theta_0 = \theta_0^B - \theta_0^H$  и предельным возможностям снижения скорости аппарата в момент введения в действие системы мягкой посадки. Следует отметить, что решение задачи максимизации коридора входа сводится к решению двух независимых вариационных задач о нахождении минимума и максимума траекторных углов входа КА в атмосферу  $\theta_0$ . Причем максимум  $\theta_0 = \theta_0^B$  определяется условием невылета КА из атмосферы, а минимум  $\theta_0 = \theta_0^H$  — соблюдением условий по ограничению максимальной перегрузки.

Итак, сформулируем задачу оптимального управления: для системы дифференциальных уравнений (1) требуется определить программу управления углом крена  $\gamma$ , обеспечивающего экстремум функционала  $J$  при граничных условиях (4), (5) и ограничениях (2), (6). В качестве функционалов используются:

$$J = \theta_0^B = \max, \quad J = \theta_0^H = \min, \quad J = V(t_k) = \min.$$

### Методика решения вариационных задач

При решении задач с помощью принципа максимума Понтрягина [11] общий вид закона оптимального управления углом крена записывается следующим образом:

$$\cos \gamma = \text{sign} \Psi_2, \quad (7)$$

где  $\Psi_2$  — сопряженная переменная, определяемая зависимостью

$$\frac{d\Psi_2}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \theta};$$

$$H = \frac{dV}{dt} \Psi_1 + \frac{d\theta}{dt} \Psi_2 + \frac{d\varepsilon}{dt} \Psi_3 + \frac{dh}{dt} \Psi_4 + \frac{d\lambda}{dt} \Psi_5 + \frac{d\varphi}{dt} \Psi_6.$$

Качественный анализ зависимости (7) при исследовании задач минимизации конечной скорости при спуске КА в атмосфере, в частности приведенных в работах [1, 12], показал, что оптимальной программой управления углом крена является одноразовое переключение  $\gamma$  с  $\pi$  на 0. Причем при движении КА по верхней границе коридора входа  $\theta_0 = \theta_0^B$  программа полета КА вырождается в движение с постоянным значением  $\gamma = \pi$ , а при входе КА в атмосферу по нижней границе  $\theta_0 = \theta_0^H$  — в полёт с  $\gamma = 0$ . Это дает возможность при расчёте границ коридора входа КА в атмосферу  $\theta_0^B$  и  $\theta_0^H$  использовать процедуру перебора углов  $\theta_0$  и оценивания конечных параметров движения КА.

Приведем аналитические зависимости для определения  $\theta_0^B$  и  $\theta_0^H$ , используемые в качестве первого приближения в итерационном процессе вычисления оптимальных значений границы коридора входа.

При определении угла  $\theta_0^B$  будем предполагать, что влияние аэродинамических сил значительно

меньше гравитационных. Это даёт возможность рассмотрения интегралов энергии и площадей:

$$\frac{2\mu}{r_0} - V_0^2 = \frac{2\mu}{r_p} - V_p^2, \quad V_0 r_0 \cos \theta_0 = V_p r_p.$$

С помощью этих соотношений определим значения скорости и радиус-вектора КА в момент рикошета траектории  $V_p$  и  $r_p$  в зависимости от угла входа КА в атмосферу  $\theta_0$ :

$$V_p(\theta_0) = \frac{\mu}{V_0 r_0 \cos \theta_0} + \sqrt{\frac{\mu^2}{V_0^2 r_0^2 \cos^2 \theta_0} - \frac{2\mu}{r_p} + V_0^2};$$

$$r_p(\theta_0) = \frac{V_0 r_0 \cos \theta_0}{V_p}.$$

С учетом уравнения (3) можно определить плотность атмосферы при рикошете траектории КА:

$$\rho_p = \rho_0 e^{-\beta h_p}.$$

Согласно [14] упрощенное изменение угла  $\theta$  от плотности атмосферы  $\rho$  может быть описано следующим дифференциальным уравнением:

$$\frac{d\theta}{d\rho} = -\frac{1}{\theta\beta} \left( \frac{K_6}{2P_x} \cos \gamma - M_1 \right),$$

где  $M_1$  — кусочно-постоянная функция, которая на полном этапе движения КА в атмосфере определяется по формуле

$$M_1 = \left( \frac{gr}{V^2} - 1 \right) \frac{1}{\rho r}.$$

Интегрируя дифференциальное уравнение в пределах от момента входа КА в атмосферу до момента рикошета траектории движения, получим

$$\frac{\theta_p^2}{2} = \frac{\theta_0^2}{2} - \frac{1}{\beta} \left( \frac{K_6}{2P_x} \cos \gamma - M_1 \right) (\rho_p - \rho_0).$$

Из этого уравнения можно получить предельные значения углов  $\theta_0$ , при которых КА, движущийся с  $\gamma = \pi$ , не вылетит из атмосферы, а будет продолжать снижаться. Очевидно, условием снижения КА будет уменьшение траекторного угла  $\theta_0$  после достижения равенства  $\theta_p = 0$ . Учитывая, что

при полете по верхней границе коридора входа  $\theta_0 = \theta_0^H$ , угол  $\gamma = \pi$ , условие невылета КА из атмосферы запишем в виде

$$\frac{\theta_0^2}{2} - \frac{1}{\beta} \left( -\frac{K_6}{2P_x} - \frac{g}{V_p^2 \rho_p} + \frac{1}{\rho_p r_p} \right) (\rho_p - \rho_0) \leq 0.$$

Для предельного случая (при равенстве нулю записанного выражения) верхняя граница коридора входа  $\theta_0^B$  определяется по приближенной формуле

$$\theta_0^B = -\sqrt{\frac{2}{\beta} \left( \frac{1}{\rho_p r_p} - \frac{g}{V_p^2 \rho_p} - \frac{K_6}{2P_x} (\rho_p - \rho_0) \right)}. \quad (8)$$

Для расчета нижней границы коридора входа  $\theta_0^H$ , определяемой выполнением ограничения на максимально допустимую перегрузку  $n_{\max}$ , воспользуемся приближенным уравнением [14]:

$$n_{\max} = \frac{a^2 \ln a}{g} V_0^2 \beta \theta_0 \left( 1 - \frac{\ln a}{2\theta_0} K_6 - \frac{\ln a}{2\theta_0} P_x M_1 \right),$$

где  $a = a_0 + a_1$ ,  $a_0 = 0,605$ ,  $a_1 = 0,48$ .

Решая это уравнение относительно угла  $\theta_0$ , получим формулу для вычисления  $\theta_0^H$ :

$$\theta_0^H = -\frac{n_{\max} + V_0^2 \beta \frac{a^2 \ln^2 a}{g} \left( \frac{K_6}{2} - P_x M_1 \right)}{V_0^2 \beta \frac{a^2 \ln a}{g}}. \quad (9)$$

Таким образом, с помощью формул (8) и (9) могут быть рассчитаны приближенные значения верхней  $\theta_0^B$  и нижней  $\theta_0^H$  границ коридора входа, которые могут уточняться в процессе решения вариационных задач численными методами.

### Анализ численных результатов

При проведении расчётов значение аэродинамического качества  $K_6$  варьировалось в диапазоне  $-0,5 \div 1$ , номинальная величина приведенной нагрузки на лобовую поверхность  $P_x$  составляла  $300 \text{ кг/м}^2$ .

Анализ результатов, часть из которых приведена на рис. 1—3, позволил оценить физически ре-

лизуемый коридор входа  $\Delta\theta_0 = \theta_0^B - \theta_0^H$  для КА с различными значениями  $K_6$ , не изменяющимися в процессе полёта. Показано, что с уменьшением значений  $K_6$  верхняя  $\theta_0^B$  и нижняя  $\theta_0^H$  границы коридора входа увеличиваются. Так,  $\theta_0^B$  составляет  $-15^\circ$  при  $K_6 = 0,5$ ; уменьшение  $K_6$  до нуля приводит к росту  $\theta_0^B$  до  $-8^\circ$ , а при  $K_6 = -0,5$   $\theta_0^B = -6^\circ$ . Нижняя граница коридора входа  $\theta_0^H$  определяется мак-

симально допустимым значением перегрузки, равным 15 ед., при  $K_6 = 0,5$   $\theta_0^H = 25^\circ$ , при  $K_6 = 0$  увеличивается до  $-16^\circ$ , а при  $K_6 = -0,5$  возрастает до  $-11^\circ$ .

Следует отметить, что дальнейшее увеличение аэродинамического качества  $K_6$  приводит к сужению, а затем к практическому отсутствию физически реализуемого коридора входа КА в атмосферу. Это связано с тем, что верхняя граница коридора  $\theta_0^B$  с ростом  $K_6$  будет существенно уменьшаться.

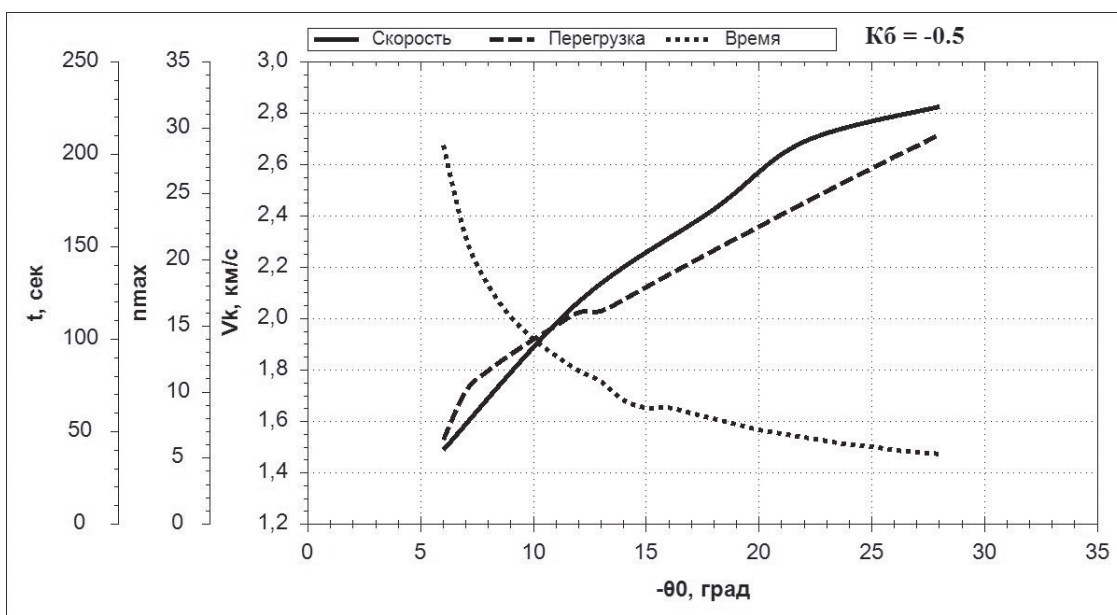


Рис. 1. Зависимость максимальной перегрузки  $n_{max}$ , конечной скорости  $V_k$  от угла входа КА в атмосферу  $\theta_0$  при аэродинамическом качестве  $K_6 = -0,5$

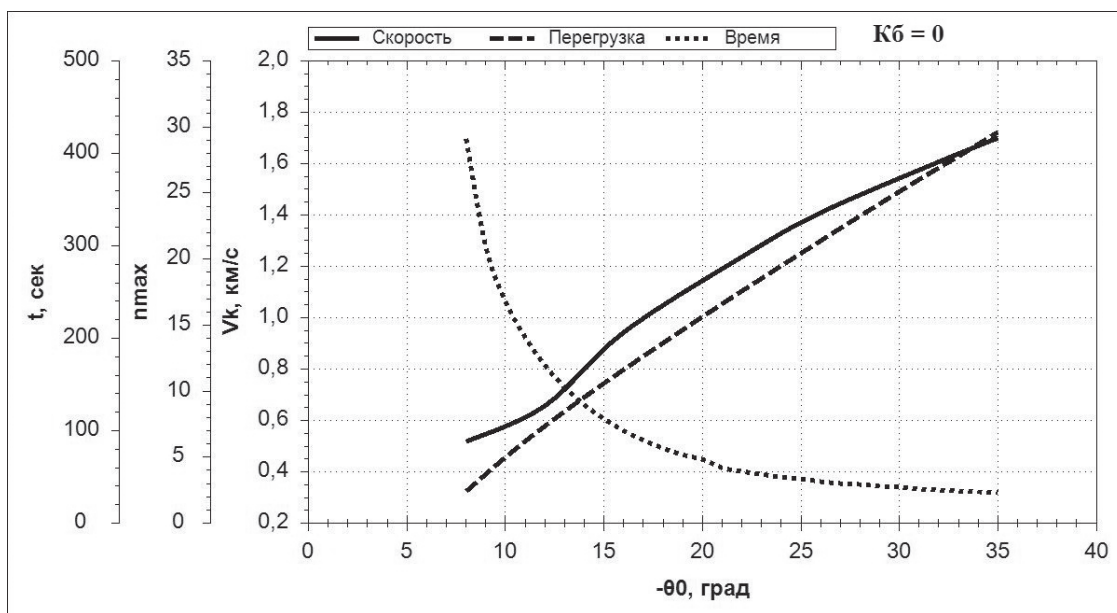


Рис. 2. Зависимость максимальной перегрузки  $n_{max}$ , конечной скорости  $V_k$  от угла входа КА в атмосферу  $\theta_0$  при аэродинамическом качестве  $K_6 = 0$

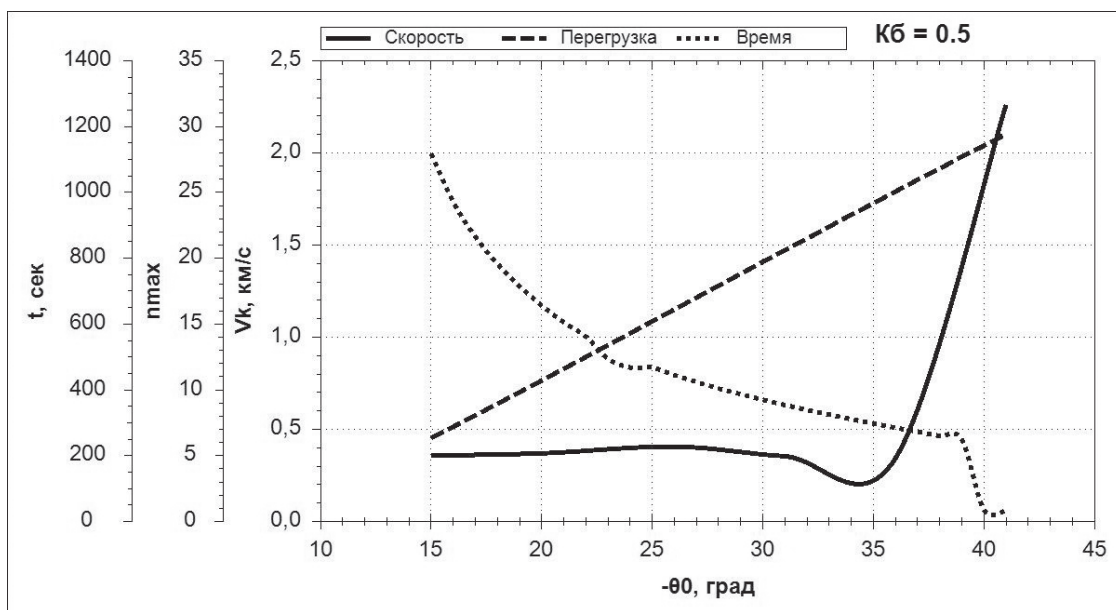


Рис. 3. Зависимость максимальной перегрузки  $n_{max}$ , конечной скорости  $V_k$  от угла входа КА в атмосферу  $\theta_0$  при аэродинамическом качестве  $K_0 = 0,5$

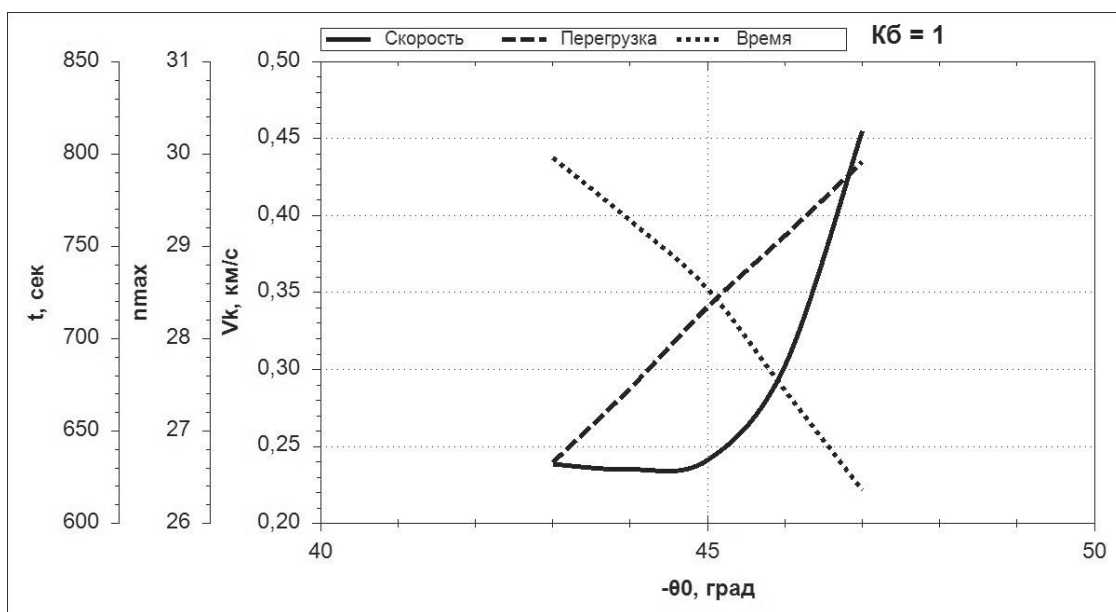


Рис. 4. Зависимость максимальной перегрузки  $n_{max}$ , конечной скорости  $V_k$  от угла входа КА в атмосферу  $\theta_0$  при аэродинамическом качестве  $K_0 = 1$

При этом, в связи с большой крутизной траектории входа КА в атмосферу, максимальная перегрузка достигает больших значений и превосходит максимально допустимые величины. Так, представленные на рис. 4 результаты показывают, что для КА с  $K_0 = 1$  верхняя граница коридора составляет  $-43^\circ$ , а соответствующая максимальная перегрузка достигает 26,5 ед. и превосходит максимально допустимое значение.

Снижение максимально допустимой перегрузки  $n_{max}$ , как и следовало ожидать, приводит к су-

жению физически реализуемого коридора входа  $\Delta\theta_0$ : так, если для  $K_0 = 0,5$  при  $n_{max} = 15$  ед. значение  $\Delta\theta_0$  равно  $10^\circ$ , то при  $n_{max} = 10$  ед. коридор входа сокращается до  $4^\circ$ , а при  $n_{max} = 5$  ед. становится равным нулю (рис. 5). При этом возможный разброс параметров марсианской атмосферы вызовет ещё большее сужение коридора входа. Указанные обстоятельства обуславливают необходимость поиска путей расширения коридора входа КА в атмосферу.

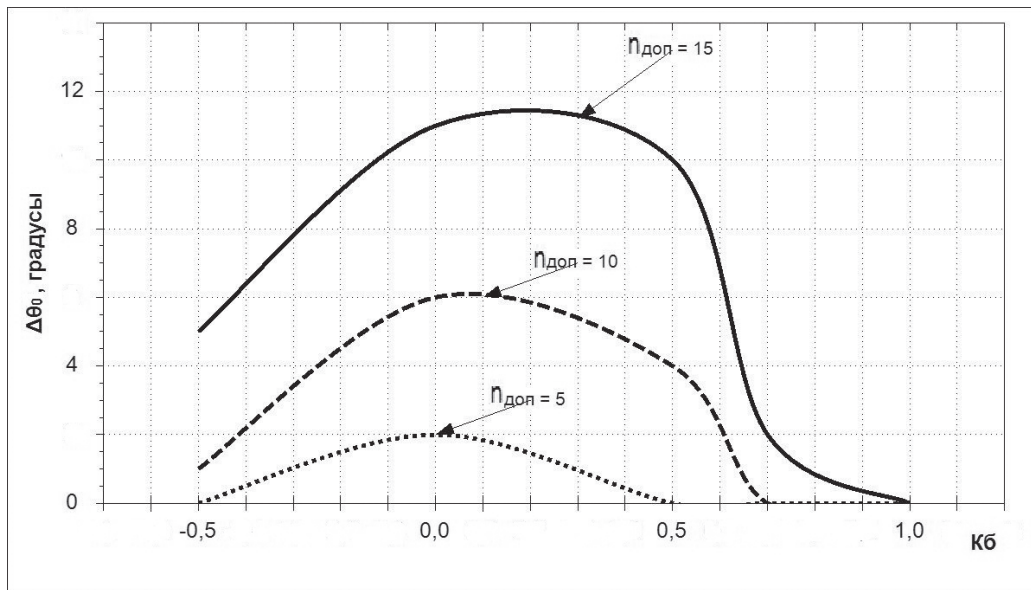


Рис. 5. Зависимость ширины коридора  $\Delta\theta_0$  от аэродинамического качества  $K_0$  с учетом допустимой максимальной перегрузки  $n_{доп}$

Одним из таких путей является использование КА, управляемых эффективным аэродинамическим качеством  $K_{эф} = K_0 \cos \gamma$ . В этом случае верхняя граница коридора входа будет обеспечиваться при входе КА в атмосферу с углом крена  $\gamma = 180^\circ$ , а нижняя граница — с  $\gamma = 0^\circ$ . При входе КА в атмосферу внутри физического коридора должно осуществляться переключение угла  $\gamma$  со  $180^\circ$  на  $0^\circ$ . В этом случае для КА, располагающего аэродинамическим качеством  $K_0 = 0,5$  при  $n_{max} = 5$  ед., может быть реализован коридор входа  $\Delta\theta_0 = 9^\circ$ . Увеличение  $n_{max}$  до 10 ед. приводит к росту  $\Delta\theta_0$  до  $12^\circ$ , а при  $n_{max} = 15$  ед.  $\Delta\theta_0$  достигает  $19^\circ$ . В целом, при управляемом движении КА коридор входа  $\Delta\theta_0$  расширяется более чем в два раза.

Другим фактором, определяющим эффективность программ спуска и посадки КА на поверхность Марса, является достижение минимально возможной скорости КА  $V_k$  на высоте ввода в действие системы мягкой посадки ( $h_k = 5 \div 9$  км). Прежде всего оценим значение  $V_k$  при полете с постоянным значением аэродинамического качества  $K_0$ . Из рассмотрения данных, приведенных на рис. 1–3, видно, что для КА с  $K_0 = -0,5$ , осуществляющего вход в атмосферу в физически реализуемом коридоре  $\Delta\theta_0$ , значения конечной скорости  $V_k$  достаточно велики и превышают 1,5 км/с. Для КА с  $K_0 = 0$  значения  $V_k$  могут снижаться до  $\sim 0,5$  км/с, а при  $K_0 = 0,5$  конечная скорость уменьшается до

0,33 км/с. Следует отметить, что использование КА, управляемых углом крена  $\gamma$ , не приводит к существенному снижению конечной скорости. Так, для наилучших с точки зрения снижения скорости моментов переключения  $K_0$  при входе КА в атмосферу с углом  $\theta_0 = -8^\circ$  скорость  $V_k = 331,3$  м/с, при  $\theta_0 = -10^\circ$   $V_k = 328,9$  м/с, а при  $\theta_0 = -12^\circ$   $V_k = 327,5$  м/с (табл. 1).

В табл. 1 приведены значения характерных параметров траекторий движения КА:  $V_k$  — конечная скорость;  $n_{max}$  — максимальная перегрузка;  $t_n$  — оптимальное время переключения аэродинамического качества с  $-K_0$  на  $+K_0$ ;  $t_k$  — общая продолжительность полёта КА в атмосфере. Для различных углов входа КА в атмосферу видно, что увеличение абсолютных значений  $\theta_0$  приводит к росту значений  $n_{max}$ , уменьшению времен  $t_n$  и  $t_k$ .

Анализ путей снижения конечных скоростей КА показал эффективность применения способа управления, предусматривающего уменьшение приведенной нагрузки на лобовую поверхность  $P_x$  в процессе снижения аппарата в атмосфере. Такая закономер-

Таблица 1

Параметры траектории спуска КА при управлении аэродинамическим качеством  $K_0$  ( $V_0 = 6$  км/с,  $K_0 = 0,5$ ,  $P_x = 350$  кг/м<sup>2</sup>)

$\theta_0$	$V_k$ , м/с	$n_{max}$	$t_n$ , с	$t_k$ , с
$-8^\circ$	313,3	6,4759	95	775
$-10^\circ$	328,9	7,6983	70	758
$-12^\circ$	327,5	8,5856	55	743

Таблица 2

Параметры траектории спуска КА при изменении приведённой нагрузки на лобовую поверхность  $P_x$  ( $V_0 = 6$  км/с,  $K_0 = 0,5$ )

$\theta_0$	$V_k$ , м/с	$n_{\max}$	$t_n$ , с	$t_k$ , с
$-8^\circ$	269,2	9,33	110	758
$-10^\circ$	266,9	8,15	96	737
$-12^\circ$	266,6	8,59	85	721

ность объясняется увеличением аэродинамического коэффициента лобового сопротивления  $C_x$ , обратно пропорционального величине  $P_x$ , повышающего интенсивность аэродинамического торможения КА.

В табл. 2 приведены параметры движения КА при переключении значений  $P_x$  с 300 на 200 кг/м<sup>2</sup>, обеспечивающих наиболее эффективное снижение конечной скорости. При этом аэродинамическое качество  $K_0$  переключалось в моменты, соответствующие достижению минимума скорости  $V_k$ , приведенные в табл. 1. Показано существенное снижение конечной скорости  $V_k$  за счет уменьшения значений  $P_x$ : в зависимости от угла входа КА в атмосферу  $\theta_0$  скорость  $V_k$  снижается примерно на 60–80 % по сравнению с полетом КА с постоянным значением  $P_x$ , равным 300 кг/м<sup>2</sup>. При этом рациональные моменты переключения  $t_n$  находится в пределах 85–110 с.

## Выводы

1. Проведены проектно-баллистические исследования проблемы спуска КА в атмосфере Марса. Представлены оценки рассматриваемых критериев оптимальности — максимума физически реализуемых коридоров входа и минимума конечной скорости в зависимости от параметров КА, краевых условий и ограничений.

2. Показана высокая эффективность применения управляемых спускаемых КА для обеспечения требуемых значений коридора входа. Использование оптимальных программ управления эффективным аэродинамическим качеством  $K_0 = 0,3 \div 0,5$  позволяет примерно в два раза расширить коридор входа по сравнению с применением аппаратов баллистического типа, осуществляющих движение с постоянными значениями аэродинамического качества.

3. Благоприятным фактором снижения конечной скорости  $V_k$  является уменьшение приведенной нагрузки на лобовую поверхность  $P_x$ . Так, снижение  $P_x$  от 350 до 200 кг/м<sup>2</sup> приводит к уменьшению значений  $V_k$  на 60–80 %. В связи с этим представ-

ляется необходимым проведение исследований двухпараметрического управления КА углами крена и атаки, что может обеспечить значительное уменьшение конечной скорости.

## Библиографический список

1. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса. — М.: Наука, 1977. — 416 с.
2. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. — М.: Наука, 1988. — 336 с.
3. Охоцимский Д.Е. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. — М.: Наука, 1975. — 400 с.
4. Корянов В.В. Исследование динамики движения спускаемого аппарата при жесткой посадке на поверхность планеты // Полет. 2010. №1. С. 42–49.
5. Казаковцев В.П., Корянов В.В. Метод исследования динамики углового движения космического спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством // Вестник МГТУ им. Баумана. 2012. № 3. С. 39–46.
6. Лихачев В.Н., Федотов В.П. Управление движением посадочного модуля космического аппарата «Экзомарс» на этапе его спуска и посадки на поверхность Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 58–64.
7. Голомазов М.М., Иванков А.А. Расчетно-теоретическое исследование воздействия атмосферы Марса на десантный модуль проекта «Экзомарс-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 26–35.
8. Топорков А.Г. Расчет движения спускаемого аппарата в атмосфере Марса до момента ввода парашютной системы // Молодежный научно-технический вестник. 2014. № 5. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/710666.html>
9. Дивеев А.И. Синтез системы управления спуском космического аппарата в атмосфере Марса // Сборник трудов Международного симпозиума «Надежность и качество». 2011. № 2. С. 379–380.
10. Данченко О.М. Математическая модель ветровых воздействий в атмосфере Марса // Труды МАИ, 2012, № 59, <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=34404>
11. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. — М.: Наука, 1969. — 369 с.
12. Соколов Н.Л. Исследования оптимального двухпараметрического управления при движении КА в атмосфере // Космические исследования. 1989. № 1. С. 64–70.
13. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. — М.: Наука, 1965. — 537 с.
14. Соколов Н.Л. Приближенный аналитический метод расчета пространственных маневров КА в атмосфере // Космические исследования. 1988. № 2. С. 209–219.



## DESIGN-BALLISTIC STUDIES OF THE PROBLEM OF A SPACECRAFT DESCENT IN MARS ATMOSPHERE

Sokolov N.L.\* , Orlov D.A.\*\*

Central Research Institute of Machine Building,  
4, Pionerskaya str., Korolev, Moscow region, 141070, Russia

\*e-mail: sokolov@mcc.rsa.ru

\*\*e-mail: oda@mcc.rsa.ru

### Abstract

Spacecraft optimal control arrangement in exceptionally low-density Mars atmosphere, with allowance, in the first place, for the necessity to provide in the atmosphere the entry corridor of a required size, as well as effective deceleration of a spacecraft. Solution of the problem under discussion depends, in many ways, upon the proper selection of rational values of design and ballistic parameters of vehicles in descent mode and control methods in atmosphere.

The present work studies design-ballistic problems of a spacecraft descent in Mars atmosphere. It evaluates the characteristic trajectory parameters under various flight conditions of a spacecraft and analyses alternative control methods of a spacecraft. The obtained materials would contribute in many ways to substantiation of layout and rational technologies of spacecraft control during its letdown on Mars surface.

The article estimates physically realizable an entry corridor for a spacecraft with various aerodynamic quality values unchangeable in the course of the flight. It shows that with aerodynamic quality values decrease, the upper and lower boundaries of the entry corridor increase. The upper boundary of the atmosphere entry corridor of a spacecraft herewith is determined by overload maximum allowed value: the more the overload, the less the corridor upper boundary.

One of the ways of the spacecraft atmosphere entry corridor expansion is an effective quality management. It allows almost double the entry corridor width compared to implementation of spacecraft of a ballistic type moving with constant aerodynamic quality values.

An effective technique of final velocity extinguishing in atmosphere during the final leg of the flight of a spacecraft is introduction of soft landing system, which comes into action at the height of 5-9 km.

The advantage factor of the final velocity decreasing is reduced front surface loading reduction. Thus, reduction of the value from 350 kg/m<sup>2</sup> to 200 kg/m<sup>2</sup> leads to decrease of the values to 60-80%. In this conjunction, it seems necessary to carry out the studies of the dual circuit control of roll position and incidence

angle of a spacecraft, which may provide significant reduction of the final velocity.

**Keywords:** project-ballistic studies, optimal control, descent in atmosphere, maximum principle, spacecraft, aerodynamic quality, minimization of final velocity.

### References

1. Ivanov N.M., Martynov A.I. *Upravlenie dvizheniem kosmicheskogo apparata v atmosfere Marsa* (Spacecraft movement control in Martian atmosphere), Moscow, Nauka, 1977, 416 p.
2. Yaroshevskii V.A. *Vkhod v atmosferu kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* (The atmosphere entry of a spacecraft), Moscow, Nauka, 1988, 336 p.
3. Okhotsimskii D.E. *Algoritmy upravleniya kosmicheskimi apparatami pri vkhode v atmosferu* (Control algorithms of spacecraft during atmosphere entry), Moscow, Nauka, 1975, 400 p.
4. Koryanov V.V. *Polet*, 2010, no. 1, pp. 42-49.
5. Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V. *Vestnik MGTU im. Bauman*, 2012, no. 3, pp. 39-46.
6. Likhachev V.N., Fedotov V.P. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2014, no. 2, pp. 58-64.
7. Golomazov M.M., Ivankov A.A. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2015, no. 2, pp. 26-35.
8. Toporkov A.G. *Molodezhnyi nauchno-tekhnicheskii vestnik*, 2014, no. 5, available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/710666.html>
9. Diveev A.I. *Sbornik trudov Mezhdunarodnogo simpoziuma "Nadezhnost' i kachestvo"*, 2011, no. 2, pp. 379-380.
10. Danchenko O.M. *Trudy MAI*, 2012, no. 59, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=34404> (accessed 23.11.2012).
11. Pontryagin L.S., Boltyanskii V.G., Gamkrelidze R.V., Mishchenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov* (Mathematical theory of optimal processes), Moscow, Nauka, 1969, 369 p.
12. Sokolov N.L. *Kosmicheskie issledovaniya*, 1989, no. 1, pp. 64-70.
13. El'yasberg P.E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* (Introduction to the theory of flight of artificial satellites), Moscow, Nauka, 1965, 537 p.
14. Sokolov N.L. *Kosmicheskie issledovaniya*, 1988, no. 2, pp. 209-219.