

Анализ комбинированных способов формирования орбит искусственного спутника планет

Соколов Н.Л.

*Центральный научно исследовательский институт машиностроения,
ЦНИИмаш, ул. Пионерская, 4, Королев, Московская область, 141070, Россия*

e-mail: sokolov@mcc.rsa.ru

Аннотация

Исследуются различные комбинированные схемы выведения космических аппаратов (КА) на орбиты искусственных спутников Марса и Юпитера, предусматривающие проведение ракетодинамических маневров в сочетании с аэродинамическим торможением КА в атмосфере, а также схема, заключающаяся в формировании орбит ракетодинамическим способом. В качестве основных критериев оценки альтернативных схем рассматриваются минимум суммарных энергетических затрат и максимум физически реализуемых коридоров входа КА в атмосферу.

Энергетические затраты в случаях применения таких схем в 3-3.5 раз меньше по сравнению с ракетодинамическими схемами при выведении на спутниковые орбиты Марса и в 7-10 раз меньше при выведении на орбиты Юпитера. Установлено, что при входе КА в атмосферу в окрестности нижней границы коридора целесообразно проведение ракетодинамической коррекции траектории движения. Еще большее сокращение энергозатрат может быть получено для схемы с

многократным прохождением КА верхних слоев атмосферы. Вместе с тем, при использовании данной схемы значительно увеличивается время формирования спутниковых орбит.

Ключевые слова: космический аппарат, спутниковые орбиты, оптимальное управление, минимум потребных энергозатрат, максимум ширины коридора входа.

Введение

Наряду с использованием спускаемых аппаратов, получающих информацию о характеристиках планет в процессе зондирования их атмосфер, одним из наиболее эффективных путей исследования припланетного пространства является применение орбитальных КА [1-3]. Учитывая длительное время функционирования таких КА на спутниковых орбитах, представляется возможным получение уникальных научных данных о характеристиках исследуемых планет.

Известны различные способы выведения КА на спутниковые орбиты. Наиболее простым в реализации и неоднократно апробированным на практике является способ, предусматривающий перевод аппарата с гиперболической подлетной траектории к планете на ее спутниковую орбиту за счет гашения энергии путем проведения активных маневров [1,4-6].

Значительный энергетический выигрыш может быть получен при использовании комбинированных способов формирования спутниковых орбит, предусматривающих проведение ракетодинамических маневров в сочетании с

аэродинамическим торможением КА в атмосфере [7]. В настоящей статье рассматриваются различные комбинированные способы выведения КА на орбиты искусственного спутника Марса (ИСМ) и Юпитера (ИСЮ):

-закрывающиеся в предварительном аэродинамическом торможении аппарата в плотных слоях атмосферы с последующей подачей разгонного импульса характеристической скорости в апоцентре переходной орбиты ΔV_a ;

-предусматривающие совместное управление КА аэродинамическими и ракетодинамическими силами на атмосферном участке полета;

-осуществляющие многократные проходы КА верхних слоев атмосферы планеты с поворотными коррекциями высот перицентров орбит.

Постановка задачи

Движение КА описывается системой уравнений, по аналогии с работами [7,8]:

$$\frac{\rho V^2 C_x(\alpha) S}{2m} - g \sin \theta - \omega^2 r \cos \varphi (\sin \varphi \sin \varepsilon \cos \theta - \cos \varphi \sin \theta) + \frac{P}{m} \cos \alpha \cos \beta,$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{\rho V C_y(\alpha) S}{2m} \cos \gamma - \frac{g}{V} \cos \theta + \frac{V}{r} \cos \theta + 2\omega \cos \varphi \cos \varepsilon + \frac{\omega^2 r}{V} \cos \varphi \left[\right.$$

$$\left. (\sin \varphi \sin \varepsilon \sin \theta + \cos \varphi \cos \theta) + \frac{P}{mV} \sin \alpha \cos \beta, \right.$$

$$\begin{aligned}
\frac{d\varepsilon}{dt} &= \frac{\rho V C_y(\alpha) S \sin \gamma}{2m} - \frac{V}{r} \cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \varphi - \frac{2\omega}{\cos \theta} (\cos \theta \sin \varphi - \\
&\quad - \sin \varepsilon \sin \theta \cos \varphi) - \frac{\omega^2 r}{V} \sin \varphi \cos \varphi \frac{\cos \varepsilon}{\cos \theta} + \frac{P}{m V \cos \theta} \sin \beta, \\
\frac{dh}{dt} &= V \sin \theta, \quad \frac{d\lambda}{dt} = \frac{V \cos \theta \cos \varepsilon}{r \cos \varphi}, \quad \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{r} \cos \theta \sin \varepsilon, \\
\frac{dm}{dt} &= -\frac{P}{P_{y\delta} g_3} - C_1 S_{y\eta} \frac{q_{\text{конв}} + a q_{\text{рад}} - \varepsilon \sigma T_p^4}{\eta} \\
r &= R + h, \quad g = \frac{\mu}{r^2}, \quad K_{\delta} = \frac{C_y(\alpha)}{C_x(\alpha)}, \quad P_x = \frac{m}{C_x(\alpha) S}. \quad (1)
\end{aligned}$$

Здесь V - скорость полета КА, θ - угол наклона вектора скорости к местному горизонту, ε - угол между проекцией вектора скорости на местный горизонт и местной параллелью, h - высота полета, λ и φ - геоцентрические долгота и широта подспутниковой точки КА, соответственно, m - масса КА, t - время полета, ρ - плотность атмосферы, C_x и C_y - аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы, соответственно; S - площадь миделева сечения, R - радиус планеты, g - ускорение свободного падения, ω - угловая скорость вращения планеты, μ - гравитационный параметр, α - угол атаки, γ - угол крена, K_{δ} - аэродинамическое качество, P_x - приведенная нагрузка на лобовую поверхность КА, P - тяга двигательной установки, $P_{y\delta}$ - удельная тяга двигательной установки, β - угол между вектором тяги двигательной установки и плоскостью движения КА, $q_{\text{конв}}$ - конвективный тепловой поток, $q_{\text{рад}}$ - радиационный тепловой поток, C_1 - усредненный коэффициент, учитывающий неравномерность распределения уносимой массы на поверхности КА, $S_{y\eta}$ - площадь поверхности КА, с которой происходит унос массы, a - коэффициент, характеризующий

поглощающую способность материала, e - коэффициент, характеризующий излучающую способность материала, σ - постоянная Стефана - Больцмана, T_p - температура разрушения материала теплозащитного покрытия, η - эффективная энтальпия.

Решается задача минимизации потребных энергетических затрат (или минимума расходуемой массы топлива: $J = \Delta m_f = \min$).

Кроме того, в качестве критерия оптимальности использовался максимум коридора входа КА в атмосферу. Эта задача сводится к определению минимума и максимума граничных значений высот условного перицентра h_π траекторий входа:

$$\min h_\pi^H = \min \left[\frac{r_0^2 V_0^2 \cos^2 \theta_0^H}{\mu(e+1)} - R \right] \quad \text{или} \quad \min h_\pi^B = \max \left[\frac{r_0^2 V_0^2 \cos^2 \theta_0^B}{\mu(e+1)} - R \right],$$

где e – эксцентриситет полетной орбиты.

Начальными условиями траекторий движения КА являются координаты полета КА в момент его входа в атмосферу t_0

$$\begin{aligned} V(t_0) = V_0, \quad \theta(t_0) = \theta_0, \quad \varepsilon(t_0) = \varepsilon_0, \quad h(t_0) = h_0, \\ \lambda(t_0) = \lambda_0, \quad \varphi(t_0) = \varphi_0, \quad m(t_0) = m_0. \end{aligned}$$

Конечными значениями траекторий являются координаты полета КА в момент формирования заданной орбиты с радиусами апоцентра r_a и перицентра r_π .

Управление движением КА осуществляется путем изменения углов крена γ , атаки α и вектора тяги двигательной установки \vec{P} .

Сформулируем задачу оптимального управления: для КА, движение которого описывается уравнениями (1) требуется определить законы управления углами

крена, атаки и тягой двигательной установки, при которых аппарат переходит из начального положения в конечное при достижении экстремума функционала.

Для комбинированного способа выведения КА на орбиты, предусматривающего предварительное торможение в атмосфере, основной критерий оптимальности $J = \Delta m_T = \min$ определяется в момент завершения формирования орбиты. Очевидно, что задача минимизации расходуемой массы топлива Δm_T эквивалентна задаче максимизации скорости КА в апоцентре переходной орбиты V_a . Нетрудно видеть, что условием достижения $V_a = \max$ будет являться обеспечение максимальной скорости КА при его вылете из атмосферы $V_k = \max$ в сочетании с возможностью выведения аппарата на переходную орбиту с заданным радиусом апоцентра $r_{aзад}$. Формально условием выведения КА на переходную орбиту с заданным радиусом апоцентра $r_{aзад}$ является выполнение соотношения, связывающего переменную $r_{aзад}$ со значениями скорости $V_{ки}$, траекторного угла $\theta_{ки}$ и радиус-вектора $r_k = r_{ки}$ в инерциальной системе координат в момент вылета аппарата из атмосферы [4,9]:

$$V_{ки} = \sqrt{\frac{2\mu r_{aзад} (r_{aзад} - r_k)}{r_k (r_{aзад}^2 - r_k^2 \cos^2 \theta_{ки})}} \quad (2)$$

Тогда, в качестве конечной точки траектории будем рассматривать точку вылета КА из атмосферы с известным значением радиус-вектора КА.

$$r_k = R + h_{атм}, \quad (3)$$

где R – средний радиус планеты, $h_{атм}$ – высота условной границы атмосферы.

Необходимые условия оптимальности

Задачи оптимального управления решались с помощью принципа максимума Понтрягина [10,11]. Гамильтониан и уравнения сопряженных переменных имеют вид:

$$H = \sum_{i=1}^6 f_i \Psi_i = -\frac{\rho V^2 C_x(\alpha) S}{2m} \Psi_1 + \frac{\rho V C_y(\alpha) S}{2m} \cos \gamma \Psi_2 + \frac{\rho V C_y(\alpha) S}{2m \cos \theta} \sin \gamma \Psi_3 +$$

$$+ \frac{P}{m} \cos \alpha \cos \beta \Psi_1 + \frac{P}{mV} \sin \alpha \cos \beta \Psi_2 + \frac{P \sin \beta}{mV \cos \theta} \Psi_3 - \frac{P}{P_{y0} g_3} \Psi_7 + \Phi,$$

где Φ – функция, не зависящая в явном виде от управляющих параметров α и γ .

$$\frac{d\Psi_1}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial V}, \quad \frac{d\Psi_2}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \theta}, \quad \frac{d\Psi_3}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \varepsilon}, \quad \frac{d\Psi_4}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial h},$$

$$\frac{d\Psi_5}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \alpha} = 0, \quad \frac{d\Psi_6}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \varphi}, \quad \frac{d\Psi_7}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial m}.$$

Из условия максимума гамильтониана H получим формулы для определения законов оптимального управления углами крена, атаки, величины и ориентации вектора тяги двигательной установки:

$$\gamma = \arctg \frac{\Psi_3}{\Psi_2 \cos \theta}, \quad \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} = \frac{V \Psi_1 \cos \theta}{\Psi_2 \cos \theta \cos \gamma + \Psi_3 \sin \gamma}, \quad P = \begin{cases} P_{max} & \text{при } F > 0 \\ 0 & \text{при } F \leq 0 \end{cases}$$

$$\alpha = \arctg \frac{\Psi_2}{V \Psi_1}, \quad \beta = \frac{\Psi_3}{V \cos \theta (\cos \alpha \Psi_1 + \sin \alpha \Psi_2 / V)},$$

$$F = \frac{\cos \alpha \cos \beta \Psi_1}{m} + \frac{\sin \alpha \cos \beta \Psi_2}{mV} + \frac{\sin \beta \Psi_3}{mV \cos \theta} - \frac{\Psi_7}{P_{y0} g_3}. \quad (4)$$

Для способов выведения аппаратов на орбиты, не предусматривающих управление вектором тяги двигательной установки в атмосфере, законы управления

параметрами P, α, β и зависимость для расчета сопряженной переменной Ψ_7 , не используются при определении оптимальных траекторий движения КА.

С учетом условия трансверсальности значения сопряженных переменных и гамильтониана в конечной точке траектории могут быть определены в соответствии с методиками, изложенными в работах [12,13]

$$50 \text{ км/с} \leq V_0 \leq 70 \text{ км/с}, \quad 100 \text{ кг/м}^2 \leq P_x \leq 500 \text{ кг/м}^2, \quad 0,3 \leq K_6 \leq 0,7. \quad (6)$$

Таким образом, с помощью соотношения (4), определена структура оптимального управления углами крена, атаки и вектором тяги двигательной установки при обеспечении максимума скорости вылета КА из атмосферы на участке предварительного аэродинамического торможения. С использованием зависимостей (2), (3), (5) определяются граничные условия исследуемой траектории.

Оптимальное управление КА при выведении на спутниковые орбиты планеты с использованием аэродинамического маневра в атмосфере

Прежде всего, рассматривался способ формирования спутниковых орбит, предусматривающий предварительное аэродинамическое торможение КА и подачу разгонного импульса характеристической скорости в апоцентре переходной орбиты. Расчеты оптимальных траекторий движения КА проводились с применением метода, описанного в работе [14] и заключающегося в использовании принципа декомпозиции математических моделей с последующей разработкой аналитических зависимостей расчета оптимальных законов управления. Рассматривались экспоненциальные модели атмосферы Марса и Юпитера, описанные в работах [4,7].

Решение вариационных задач, проведенных в широком диапазоне условий входа КА в атмосферу и проектных характеристик аппаратов, позволило определить законы оптимального управления углами крена и атаки. Так в процессе движения КА в атмосфере Марса угол крена γ изменяется от $\gamma_0 \approx 3 \div 8^0$ до $\gamma \approx 172 \div 177^0$. Угол атаки α при входе КА в атмосферу принимает значение α^* , соответствующее значению аэродинамического качества K_{max} . Далее происходит уменьшение угла α , что способствует снижению подъемной силы и прохождению КА более плотных слоев атмосферы. Затем угол атаки α вновь снижается до величины α^* .

Анализ результатов показывает, что интенсивность изменения углов γ и α существенно зависит от высоты условного перицентра траектории входа аппарата в атмосферу h_π . Так, при увеличении h_π возрастание угла γ от практически нулевых величин до значений $172 - 177^0$ осуществляется на более раннем участке полета КА в атмосфере, а интенсивность изменения угла атаки снижается. При входе КА в атмосферу по верхней границе коридора h_π^B программа управления углами γ и α вырождается в движение КА с постоянными значениями этих углов: $\gamma \approx 175^0$ и $\alpha = \alpha^*$. При входе КА в атмосферу по нижней границе коридора h_π^H угол γ постоянен и близок к нулю, а изменения угла α от α^* до α_{min} и снова до α^* осуществляется с максимальной интенсивностью.

Показано, что при формировании круговой орбиты искусственного спутника Марса (ИСМ) высотой $H = 500$ км для КА, обладающего аэродинамическим качеством $K = 0,43$ и нагрузкой на лобовую поверхность $P_x = 300 \text{ кг} / \text{м}^2$, учитывая

возможный разброс параметров атмосферы, максимальный коридор входа Δh_{π} составляет ± 25 км. При этом, верхняя граница $h_{\pi}^B = h_{\pi \max} = 30$ км соответствует наименее плотной (минимальной) модели атмосферы, а нижняя граница $h_{\pi}^H = h_{\pi \min} = -20$ км – наиболее плотной (максимальной) модели. Полученные значения коридора входа превосходит величину навигационного коридора (при использовании автономных систем навигации КА $\Delta h_{\pi}^{нав} = \pm 10 \div 20$ км [1,4]).

Потребные энергозатраты ΔV на формирование орбит ИСМ существенно зависят от высоты условного перицентра. Причем, уменьшение высот h_{π} от верхней границы h_{π}^B сначала приводит к незначительному изменению затрат h_{π} , а затем – с приближением h_{π} к нижней границе h_{π}^H – происходит интенсивный рост h_{π} (рис. 1).

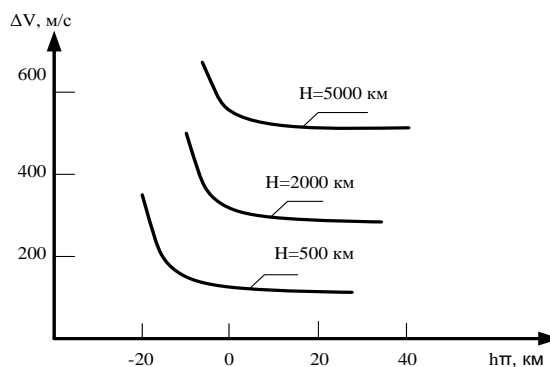


Рис.1 Зависимости потребных энергетических затрат от высоты условного перицентра траектории входа КА в атмосферу при выведении на круговые орбиты ИСМ с высотами

Так, при изменении высоты h_{π} от 30 до -10 км энергозатраты ΔV практически не меняются и составляют $\Delta V \approx 145$ м/с, дальнейшее снижение h_{π} до -20 км приводит к интенсивному росту значений ΔV до 280 м/с ($H = 500$ км). Зависимости $\Delta V(h_{\pi})$ имеют аналогичный характер и для случаев формирования более высоких орбит ИСМ. Представленные данные показывают, что энергетически оптимальным

является осуществление входа КА в атмосферу вблизи верхней границы коридора.

Проведен анализ влияния значений аэродинамического качества на ширину физически реализуемых коридоров входа КА в атмосферу Δh_{π} и потребных энергетических затрат ΔV . Показано, что при $K_0 = 1,5$ значения Δh_{π} составляют

≈ 200 км, энергозатраты $\Delta V(h_{\pi}^e) \approx 140$ м/с, $\Delta V(h_{\pi}^n) \approx 340$ м/с При

$K_{\max} = 2,4 - \Delta h_{\pi} \approx 320$ км, $\Delta V(h_{\pi}^e) \approx 138$ м/с, $\Delta V(h_{\pi}^n) \approx 430$ м/с.

В целом, для широкого диапазона исходных данных и проектно-баллистических характеристик потребные энергозатраты ΔV не превышают 650 м/с, а при входе КА в атмосферу вблизи верхних границ коридора h_{π}^e и формировании орбит ИСМ с высотами H , не более 500 км энергозатраты составляют $\sim 140 \div 150$ м/с. Для сравнения при применении ракетодинамической схемы формирования орбит, описанной в работах [1,4], энергозатраты достигают $2,5 \div 4$ км/с.

Далее рассмотрим задачу максимизации скорости вылета КА из атмосферы при формировании орбит ИСЮ. Численное решение задачи по аналогии с работой [14] проводилось при варьировании начальных условий входа в атмосферу и проектно-баллистических параметров КА в следующих пределах:

$$50 \text{ км/с} \leq V_0 \leq 70 \text{ км/с}, \quad 100 \text{ кг/м}^2 \leq P_x \leq 500 \text{ кг/м}^2, \quad 0,3 \leq K_0 \leq 0,7. \quad (6)$$

Рассматривались круговые орбиты с высотами $H \leq 100$ тыс. км.

Важным условием реализации рассматриваемого способа формирования орбит является обеспечение ширины коридора входа КА в атмосферу Δh_{π} , большей, чем ширина навигационного коридора, составляющего при существующих

характеристиках систем навигации величину, равную $\Delta h_{\pi}^{наг} = 1100 \text{ км}$ [1,4].

Среди исходных данных, используемых при расчете траекторий движения КА, наиболее сильно влияющим на ширину коридора входа, является аэродинамическое качество КА. При этом, верхняя граница коридора входа h_{π}^g практически не зависит от значения K_{σ} и составляет $\sim 155-165$ км. Абсолютное значение нижней границы коридора ΔV_{max} , а следовательно и ширина коридора входа Δh_{π} , монотонно возрастают с увеличением значения K_{σ} : так рост качества K_{σ} от 0,2 до 0,6 приводит к изменению h_{π}^H от ~ 450 км до ~ 1800 км при рассмотрении номинальной модели атмосферы. При использовании КА с $K_{\sigma} = 0,6$ и рассмотрении «холодной» модели атмосферы абсолютная величина нижней границы коридора входа уменьшается и составляет $\sim 1500-1600$ км, а для «теплой» модели значение $|h_{\pi}^H|$ возрастает до $\sim 2000-2100$ км. Полученные данные позволяют сделать вывод, что значения коридора входа для КА с $K_{\sigma} \geq 0,55$ превосходят величину навигационного коридора, что показывает возможность осуществления данного способа выведения таких КА на орбиты ИСЮ.

Далее проведем анализ потребных энергетических затрат на формирование орбит ИСЮ ΔV в зависимости от высот условного перицентра h_{π} , лежащих внутри физически реализуемого коридора входа $\Delta h_{\pi} = h_{\pi}^g - h_{\pi}^H$.

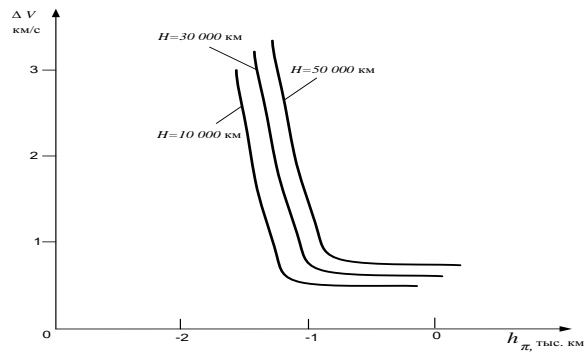


Рис. 2. Зависимости потребных энергетических затрат от высоты условного перигея траектории входа h_{π} ($V_{\text{в}}=60$ км/с, $P_{\text{в}}=300$ кг/м², $K_{\text{с}}=0,6$), данные приведены с учетом возможного разброса параметров атмосферы

На рис. 2 приведены зависимости, позволяющие оценить энергозатраты ΔV для различных значений h_{π} при формировании круговых орбит ИСЮ. Видно, что существует достаточно значительный диапазон изменения высот h_{π} вблизи верхней границы коридора входа, где энергозатраты практически не меняются. Так, при выведении КА на орбиту высотой $H=10000$ км изменение h_{π} от $h_{\pi}^{\text{г}}=-100$ км до $h_{\pi}^{\text{н}}=-1000$ км величина ΔV составляет ~ 300 м/с, дальнейшее изменение h_{π} до $h_{\pi}^{\text{н}}=-1600$ км приводит к увеличению энергозатрат до ~ 3 км/с, т.е. \sim в 4 раза. Потребные энергозатраты возрастают с ростом высот H . Так, для высоты $H=30000$ км минимальные значения ΔV_{min} составляют ~ 650 м/с, а $\Delta V_{\text{max}} \approx 3,2$ км/с. Для высоты $H=50000$ км значения ΔV_{min} и ΔV_{max} составляют ~ 800 м/с и $\sim 3,6$ км/с.

В связи с этим, крайне важным представляется обеспечение ширины «горизонтального» участка зависимости $\Delta V(h_{\pi})$ большей, чем ширина навигационного коридора входа, равного 1100 км. Это может быть обеспечено при использовании КА с аэродинамическим качеством, достигающим 0,55-0,6.

Дадим сравнительную оценку энергозатратам, потребным на формирование орбит ИСЮ комбинированным и ракетодинамическим способами.

Показано что, для КА с проектно-баллистическими характеристиками, удовлетворяющими условиям $K_6 \geq 0,5$ и $P_x \leq 500 \text{ кг/м}^2$, подлетающими к атмосфере Юпитера с начальными скоростями $V_0 = 55 - 65 \text{ км/с}$ ($\Delta h_\pi^{\text{наб}} = 1100 \text{ км}$), энергетические затраты более чем в 15-20 раз меньше по сравнению с ракетодинамическим способом выведения на орбиты с высотами апоцентра $H \leq 60000 \text{ км}$: значения ΔV при комбинированном способе, как уже отмечалось, составляют 600-1000 м/с, а при ракетодинамическом – достигают 15-18 тыс. км/с.

Резюмируя вышеизложенное следует отметить, что для КА, располагающих аэродинамическим качеством $K_6 \geq 0,3$, реализуемый коридор входа КА в атмосферу Марса превосходит навигационный, что обеспечивает возможность осуществления предлагаемого способа управления. При исследовании задачи движения в атмосфере Юпитера требования к располагаемому аэродинамическому качеству КА возрастают: минимально допустимое значение K_6 достигает 0,55.

Оптимальное управление КА при его выведении на спутниковые орбиты с проведением ракетодинамической коррекции в атмосфере

Рассмотрим комбинированный способ выведения КА на спутниковые орбиты, предусматривающий проведение ракетодинамических коррекций траекторий движения на начальных участках полета в атмосфере. Разработка такого способа направлена на расширение физически реализуемого коридора входа в атмосферу Δh_π без увеличения суммарных энергетических затрат.

Принципиальная возможность увеличения коридора входа Δh_π за счет

реализации ракетодинамической коррекции движения КА в атмосфере обусловлена выявленными особенностями зависимостей потребных энергозатрат ΔV от высоты условного перицентра траектории входа h_{π} , представленных на рис. 1. и рис. 2. Видно что, уменьшение высот h_{π} вблизи нижних границ коридора h_{π}^H приводит к резкому возрастанию энергозатрат ΔV : в 1,5-2 раза при выведении на орбиты ИСМ и ~ 4 раза при формировании орбит ИСЮ.

В связи с этим, представляется энергетически рациональной реализация своевременного приложения аппарату, движущемуся вблизи нижней границы коридора, соответствующего импульса скорости. Это обеспечивает возможность движения КА в более разряженных слоях атмосферы и тем самым снижает интенсивность его торможения. Сразу после входа в атмосферу моделируется малая коррекция движения КА. Далее рассчитываются две оптимальные траектории (1 – с проведением коррекции, 2 – без ее проведения) из условия обеспечения минимумов энергозатрат на формирование заданных спутниковых орбит ΔV_{Imin} и ΔV_{2min} . Если энергозатраты ΔV_{2min} превосходят значение ΔV_{Imin} более чем на ΔV_a , то делается вывод об целесообразности проведения коррекции движения КА в атмосфере. В противном случае корректирующий импульс ΔV_a не подается. При установлении эффективности проведения коррекции последовательно увеличивая значение ΔV_a рассчитываются соответствующие оптимальные траектории и определяются минимумы суммарных потребных энергозатрат $\Delta V_{\Sigma min}$. Процесс продолжается до тех пор, пока последующее значение $\Delta V_{\Sigma min}$ не будет больше предыдущего.

Проведенные расчеты показали, что оптимальное управление КА,

обеспечивающее минимум суммарных потребных энергетических затрат $\Delta V_{\Sigma min}$ заключается в следующем. Осуществляется однократное включение двигательной установки в момент входа аппарата в атмосферу. Вектор тяги α направлен под углом $\sim 85\div 88^\circ$ к вектору скорости, угол принимает нулевое значение. В процессе активного участка угол ΔV_a уменьшается $\sim 2\div 3^\circ$. Аэродинамическое качество $K_{эф}$ переключается один раз с $+K_\delta$ на $-K_\delta$.

Показано, что для КА, располагающего аэродинамическим качеством $K_\delta = 0,34$ и приведенной нагрузкой на лобовую поверхность $P_x = 300 \text{ кг/м}^2$ при входе в атмосферу в диапазоне изменения высот условного перицентра h_π от -20 км до -15 км и выведении на круговую орбиту искусственного спутника Марса высотой $H = 500 \text{ км}$ снижение потребных энергозатрат $\Delta V_{\Sigma min}$ достигает 80 м/с за счет проведения коррекции движения аппарата в атмосфере (см. рис. 3).

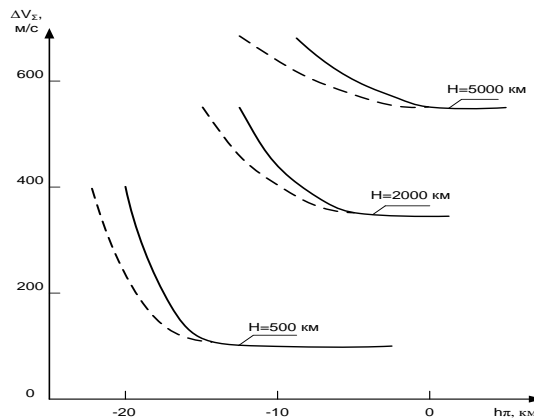


Рис. 3. Зависимости суммарных потребных энергетических затрат ΔV_Σ от высоты условного перицентра h_π при выведении КА на круговые орбиты ИСМ ($K_\delta=0,34$, $P_x=300 \text{ кг/м}^2$) сплошные линии – без проведения коррекции в атмосфере, штриховые линии – с проведением коррекции.

Применение такого способа выведения КА на орбиту также позволяет расширить коридор входа в атмосферу при фиксированных энергозатратах. Так при значениях $\Delta V_\Sigma = 280 \text{ м/с}$ подача импульса скорости ΔV_a приводит к снижению

нижней границы h_{π}^H от -20 км до -25 км и к увеличению коридора входа более, чем на 10%. Аналогичный характер имеют зависимости $\Delta V_{\Sigma}(h_{\pi})$ и при выведении КА на более высокие орбиты ИСМ. При этом, снижение суммарных энергозатрат ΔV_{Σ} за счет коррекции движения КА в атмосфере несколько уменьшается с ростом высот круговых орбит H . Расширение коридора входа КА в атмосферу для всего рассматриваемого диапазона высот орбит H составляет 8-10%.

На рис. 4. представлены зависимости, характеризующие область снижения суммарных потребных энергетических затрат при проведении коррекций траекторий движения КА в атмосфере при формировании круговых орбит ИСЮ.

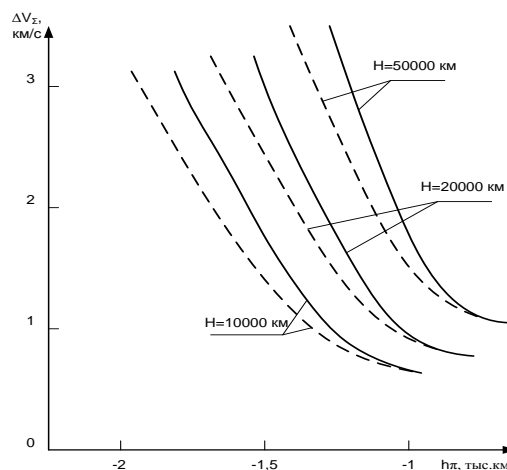


Рис.4. Зависимости суммарных потребных энергозатрат ΔV_{Σ} от высоты условного перигея траектории входа h_{π} при выведении КА на круговые орбиты ИСЮ ($V_0=60$ км/с, $P_x=300$ кг/м², $K_0=0,6$). Сплошные линии – без проведения коррекции, штриховые линии – с проведением коррекции

Так, для КА с аэродинамическим качеством $K_0=0,6$ и нагрузкой на лобовую поверхность $P_x=300$ кг/м², входящего в атмосферу Юпитера со скоростью $V_0=60$ км/с в диапазоне высот условного перигея h_{π} от -1000 км до -1600 км при выведении на круговую орбиту ИСЮ высотой $H=10000$ км может быть достигнуто снижение потребных энергозатрат до ~ 1 км/с за счет проведения коррекции движения аппарата.

Кроме того, при выведении КА на круговую орбиту ИСЮ высотой $H = 10000$ км, физически реализуемый коридор входа может быть увеличен ~ на 300 км при сохранении заданной величины энергозатрат ΔV_{Σ} , равной 3 км/с. Снижение суммарных энергозатрат ΔV_{Σ} или увеличение коридора входа Δh_{π} обеспечивается за счет подачи импульса характеристической скорости ΔV_a , лежащего в диапазоне от ~ 50 м/с при $h_{\pi} = -1000$ км до ~ 650 м/с при $h_{\pi} = -1900$ км.

В целом, проведенные исследования в широком диапазоне изменения проектно-баллистических и энергетических характеристик КА, условий входа в атмосферу и высот формируемых орбит искусственных спутников Марса и Юпитера показали, что в значительной области высот условного перицентра, находящейся в окрестности нижней границы коридора входа, проведение ракетодинамической коррекции траекторий движения аппарата в атмосфере может привести к существенному выигрышу как с точки зрения снижения суммарных энергетических затрат, так и с точки зрения расширения коридора входа.

Выведение КА на спутниковые орбиты по схеме с его многократным прохождением верхних слоев атмосферы

Рассмотренные комбинированные способы, предусматривают необходимость управления КА в атмосфере аэродинамическим качеством. Это сопровождается необходимостью решения ряда сложных технических проблем: создания систем управления, проведения непрерывной идентификации параметров движения и т.д.

В связи с этим, представляется целесообразным использование

комбинированного способа управления КА, обладающего достоинствами рассматриваемых ранее способов (гашение скорости КА за счет его торможения в атмосфере) в сочетании с использованием простых программ полета аппарата, не требующих использования систем управления аэродинамическим качеством.

Суть предлагаемого комбинированного способа заключается в многократном прохождении КА верхних слоев атмосферы планеты. При этом осуществляется последовательное снижение высот апоцентра и проведение повитковых коррекций высот перицентра переходных орбит.

Применение рассматриваемого способа позволяет сократить энергозатраты ΔV на 15÷20% по сравнению со способами, предусматривающими вход КА в атмосферу вблизи верхней границы коридора. Уменьшение энергозатрат ΔV обеспечивается при входе КА в атмосферу с меньшими по абсолютной величине углами θ_0 . Так, для входа КА в атмосферу Марса с траекторным углом $\theta_0 = -5,5^\circ$, при формировании круговой орбиты ИСМ высотой $H = 500$ км, энергозатраты ΔV составляют ~ 125 м/с, а при угле $\theta_0 = -4,5^\circ$ значения ΔV снижаются до ~ 115 м/с.

С точки зрения снижения времени выведения КА T_Σ представляется целесообразным осуществление входа КА в атмосферу с максимально допустимым по модулю углом θ_0 с учетом ограничений по перегрузкам, температурам и радиационным потокам. Проведенные расчеты показывают, что при входе космического аппарата с $P_x = 100 \div 500$ кг / м² в атмосферу Марса под углом $\theta_0 = -5^\circ$ время выведения на круговую орбиту высотой $H = 500$ км составляет 14÷17 часов.

Изменение угла θ_0 до -4° приводит к росту времени T_Σ до 20÷23 часов.

При выведении КА на спутниковые орбиты с большими значениями высот H как энергетические затраты ΔV , так и время T_Σ снижаются. Формирование круговых орбит ИСМ высотой $H = 2000$ км может быть реализовано при энергозатратах ΔV составляющих 105÷110 м/с. В этом случае продолжительность выведения T_Σ уменьшается до 11÷13 часов при $\theta_0 = -5^\circ$ и до 17÷19 часов при $\theta_0 = -4^\circ$.

В табл.1 приведены характерные параметры траектории выведения КА на круговую орбиту ИСМ, высотой $H = 500$ км. Для каждого витка полета N приводятся значения скорости V_0 и траекторного угла входа КА в атмосферу θ_0 ; высоты h_p и скорости V_p движения аппарата в момент рикошета траектории полета; максимальной перегрузки n_{max} , действующей на аппарат; скорости V_k и траекторного угла θ_k при вылете КА из атмосферы; скорости V_a и радиуса r_a в апоцентре переходной орбиты; величины корректирующих импульсов ΔV_a и время полета КА на данном витке формирования орбиты T .

Табл. 1.

Основные характеристики траектории выведения КА на спутниковую орбиту Марса

$$(K_\sigma = 0, P_x = 300 \text{ кг / м}^2)$$

N витка	V_0 км/с	θ_0 , град	h_p , км	V_p , км/с	n_{max}	V_k , км/с	θ_k , град	V_a , км/с	r_a , км	ΔV_a , м/с	T , час
1	6,0	-5,0	78,37	5,28	2,39	4,56	4,92	0,939	16732	1	8,58

2	4,57	-4,82	94,57	4,29	1,75	4,01	4,79	1,88	7598	4	3,48
3	4,03	-4,41	97,42	3,87	1,24	3,71	4,40	2,93	4389	9	2,09
4	3,74	-4,15	97,82	3,65	0,93	3,56	4,11	3,21	3895	106	1,88

Итого: $\Delta V_{\Sigma} = 120 \text{ м/с}$, $T_{\Sigma} = 16,03 \text{ час}$

Показано, что при входе КА в атмосферу с углом $\theta_0 = -5$ формирование орбиты ИСМ осуществляется в течение 4-х витков. Время выведения превышает 16 часов, а энергозатраты ΔV_{Σ} составляют 120 м/с. Для каждого последующего витка формирования орбиты имеет место снижение значений $V_0, |\theta_0|, V_p, V_k, \theta_k$ и увеличения высот рикошета h_p . Максимальное значение перегрузки, действующей на КА в атмосфере, не превышает 2,4. Показано, что около 90% суммарных потребных энергозатрат ΔV_{Σ} приходится на проведение заключительного импульса, подаваемого в апоцентре последней переходной орбиты.

Таким образом, при реализации рассмотренного способа достигается значительное снижение потребных энергозатрат при возрастании продолжительности формирования орбит. При этом обеспечивается наиболее комфортный режим полета КА в атмосфере: максимальные значения перегрузок, температур и радиационных потоков достигают абсолютных минимальных величин по сравнению с аналогичными характеристиками для других способов.

Выводы

Представленные результаты позволяют сделать следующие выводы:

1. Проведены оценки возможностей и анализ энергетической эффективности применения различных комбинированных способов выведения КА на орбиты

искусственных спутников Марса и Юпитера. Общим признаком всех комбинированных способов является проведение предварительного аэродинамического торможения КА в атмосфере и подача разгонных импульсов в апоцентрах переходных орбит. Отличительными особенностями различных способов являются либо реализация управляемого аэродинамического маневра КА, либо совместное управление КА в атмосфере аэродинамическими и ракетодинамическими силами, либо многократные прохождения КА верхних слоев атмосферы. Показан значительный энергетический выигрыш применения этих способов по сравнению с ракетодинамическим способом, где гашение скорости аппарата осуществляется в результате выполнения активных маневров. В целом, при выведении КА на орбиту ИСМ требуемые энергозатраты сокращаются ~ в 6-10 раз, а при формировании орбит ИСЮ - ~ в 15-20 раз.

2. При формировании круговых орбит ИСМ с высотами 400-500 км для широкого диапазона изменения проектных параметров энергозатраты ΔV при входе КА вблизи верхней границы коридора не превышают 140-150 м/с. Применение КА с аэродинамическим качеством $K_0 \geq 0,3$ позволяет обеспечить физически реализуемый коридор входа больший, чем навигационный и тем самым обеспечить возможность построения заданных орбит. При выведении КА на орбиты ИСЮ абсолютный минимум требуемых энергозатрат ΔV составляет ~600-650 м/с и в сочетании с обеспечением требуемых коридоров входа, реализуется при использовании аппаратов с K_0 , не менее 0,55.

3. Проведен анализ условий эффективного применения комбинированного

способа выведения КА на спутниковые орбиты, предусматривающего проведения ракетодинамической коррекции движения в атмосфере. Разработан метод расчета оптимальных траекторий при совместном управлении КА аэродинамическим качеством и тягой двигательной установки. Новизна метода заключается в применении схемы итерационного сопряжения решений частных вариационных задач для последовательно задаваемых значений импульсов скорости ΔV_a . Показано, что при входе КА в атмосферу вблизи нижней границы коридора применение данного способа позволяет, как снизить требуемые энергозатраты ΔV_Σ , так и расширить коридор входа Δh_x . Так, для КА с аэродинамическим качеством $K_o = 0,34$ и приведенной нагрузкой $P_x = 200 - 500 \text{ кг / м}^2$ при формировании круговых орбит ИСМ с высотами $H = 500 - 5000 \text{ км}$ достигается снижение энергозатрат до $\sim 80 \text{ м/с}$ или расширение коридора входа на $\sim 5-10 \text{ км}$. При выведении КА с $K_o = 0,55 - 0,6$ и $P_x = 200 - 300 \text{ км / с}$ на орбиты ИСЮ высотами до 50000 км . проведение коррекций траекторий движения в атмосфере позволяет снизить требуемые энергозатраты \sim до 1 км/с или расширить коридор входа \sim на 300 км .

3. Разработана методика расчета траекторий выведения на спутниковые орбиты при применении комбинированного способа с многократным прохождением КА верхних слоев атмосферы. Показано, что реализация этого способа даже при использовании простых в изготовлении аппаратов баллистического типа обеспечивает наибольшее снижение требуемых энергетических затрат ΔV_Σ . Так, при

формировании круговых орбит ИСМ с высотами $H = 500 - 2000$ км энергозатраты ΔV_{Σ} не превышают 105-120 м/с, что на 15-25% меньше, чем для других рассмотренных комбинированных способов выведения КА на орбиты. При этом, достигается наиболее комфортные режимы движения КА в атмосфере: так, например, максимальные перегрузки не превышают 2,5 единиц. Вместе с тем, при осуществлении такого способа продолжительность формирования орбит искусственного спутника планет достаточно велика и может достигать 20-23 часов.

Библиографический список

1. Эйсмонт Н.А. Оптимальное управление космическим аппаратом, переводимым с гиперболической траектории на орбиту спутника планеты торможением в атмосфере // Космические исследования. 1972. Т.10. № 2. С. 290-292.
2. Константинов М.С., Нгуен Д.Н. Оптимизация траекторий КА с ЭРДУ к Юпитеру с гравитационным маневром в рамках задачи трех тел // Труды МАИ, 2014, № 72: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=47349>
3. Космодемьянский Е.В., Кириченко А.С., Ключин Д.И., Космодемьянская О.В., Макушев В.В., Альмурзин П.П. Инновационный формат организации миссий по выведению малых космических аппаратов // Труды МАИ, 2015, № 74: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=49243>
4. Иванов Н.М. Мартынов А.И. Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса. - М.: Наука, 1977. – 415 с.
5. Михалев С.М. Аэрокосмическая система для межконтинентальных

- перелетов // Труды МАИ, 2015, № 81:
<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57773>
6. Константинов М.С., Мин Т. Оптимизация траекторий выведения космического аппарата на рабочую гелиоцентрическую орбиту // Труды МАИ, 2013, № 67: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=41510>
7. Иванов Н.М., Мартынов А.И., Соколов Н.Л. Оптимальное управление КА при выведении на орбиту искусственного спутника Юпитера комбинированным способом // Космические исследования. 1982. Т. 20. № 2. С. 211-222.
8. Андриевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. - М.: Машиностроение, 1970. - 235 с.
9. Авдудевский В.С., Антонов Б.М., Анфимов Н.А. и др. Основы теории полета космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1972. – 345 с.
10. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. - М.: Наука, 1969. – 384 с.
11. Кувшинова Е.Ю. Методика определения оптимальной траектории перелета с малой тягой между околоземной и около лунной орбитами // Труды МАИ, 2013, № 68: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=41742>
12. Летов А.М. Динамика полета и управление. - М.: Наука, 1969. – 360 с.
13. Пантилеев А.В., Летова Т.А., Помазуева Е.А. Применение методов глобальной оптимизации для параметрического синтеза обобщенного пропорционально - интегрально - дифференциального регулятора в задаче управления полетом // Труды МАИ, 2015, № 79:

<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=55635>

14. Соколов Н.Л. Оптимальное управление космическим аппаратом при формировании орбиты искусственного спутника Марса // *Фундаментальные исследования*. 2015. № 3. С. 133-138.