

Рассмотрим движение бокового блока с использованием системы торможения. При мем $P_{уд} = 250$ с, $\alpha = 2$, $\theta_0 = 20^\circ$, $n_{пу} = 1,5$, $n_{пу} = 3$. Исходя из этого, находим: $V_{си} = 15$ м/с, $F = 480$ м², $V_d = 87$ м/с. Площадь тормозного парашюта для высоты 20 км равна 21 м². Масса тормозной системы составляет 450 кг, то есть менее 10% от массы бокового блока.

Таким образом, проведен расчет тормозной системы и подбор наимыгоднейшей тормозной системы с точки зрения ее наименьшей массы.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. А. А. Лебедев и Л. С. Чернобровкин. Динамика полета, 1962 г.
2. Р. А. Стасевич. Основы проектирования и расчета грузовых парашютных систем, Ленинград, 1969 г.

УДК 629.78

Афаиасьев В. А., Дегтярев Г. Л., Мещанов А. С., Сиразетдинов Т. К.

АНАЛИТИЧЕСКОЕ КОНСТРУИРОВАНИЕ РИКОШЕТИРУЮЩЕЙ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА ТРАНСФОРМИРУЮЩЕГОСЯ СПУСКАЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА МНОГОРАЗОВОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Введение. Автоматизированное проектирование аэроконструкторских параметров и области допустимых начальных условий спускаемых летательных аппаратов (СЛА) предполагает получение общих решений на каждом характерном участке полета, например, аналитических решений для соответствующих математических моделей. В этой связи предлагается аналитическое конструирование рикошетирующей траектории полета СЛА, имеющего либо трансформированную осесимметричную компоновку (из двух ракет-носителей путем их стыковки днищами вращением вокруг оси шарнира при трансформации из пакетной двухосной компоновки после схода с орбиты) или фиксированную осесимметричную двухконусную компоновку возвращаемого орбитального аппарата (из двух состыкованных днищами

снятых с вооружения боевых блоков ракет) со смещаемым в обоих случаях центром масс относительно геометрического центра аппарата и самобалансировочными углами атаки, либо конусообразную с тягой управляющего реактивного двигателя, направленной перпендикулярно к продольной оси аппарата и создающей необходимые углы атаки [1-3]. Предлагаемый рикошетирующий полет в разреженных слоях атмосферы на оптимальных углах атаки с максимальным аэродинамическим качеством позволяет получать приращение дальности в 2000–3000 км и более и выводить СЛА в заданную точку над поверхностью Земли.

Постановка задачи. Актуальной задачей является получение аналитических решений в математических моделях СЛА как основы для автоматизированного проектирования и синтеза законов управления. В этой связи для конструирования рикошетирующей траектории предлагается найти аналитическое решение математической модели движения СЛА в атмосфере, представляемой системой из четырех нелинейных дифференциальных уравнений для сферической невращающейся Земли и входа в атмосферу в экваториальной плоскости в направлении с запада на восток

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\sigma\rho V^2 - g \sin \theta, \\ \dot{\theta} &= k\sigma\rho V + (V/r - g/V)\cos \theta, \\ \dot{h} &= V \sin \theta, \\ \dot{L} &= V \cos \theta, \end{aligned} \quad (1)$$

с начальными условиями (входа): $V(t_0) = V_0$, $\theta(t_0) = \theta_0$, $h(t_0) = h_0$, $L(t_0) = L_0$, где V – скорость, $\sigma = C_{xa} S / (2m)$ – баллистический параметр, C_{xa} – коэффициент силы лобового сопротивления, S – характерная площадь, m – масса, $\rho = \rho_0 \exp(-h/h_m)$ – плотность атмосферы по экспоненциальной модели, ρ_0 – плотность атмосферы на нижней границе высоты коридора рикошетирующего полета, h – высота полета, $h_m = \text{const}$, выбираемая в зависимости от ρ_0 для наилучшей аппроксимации экспоненциальной модели атмосферы к атмосфере стандартной, $g = \text{const} = 9.81 \text{ м/с}^2$ – ускорение силы притяжения Земли, θ – угол наклона траектории к местному у горизонту, $k = C_{ya} / C_{xa}$ – аэродинамическое качество, C_{ya} – коэффициент подъемной аэродинамической силы, $r = R + h$ – расстояние от центра Земли до центра масс СЛА, L – дальность, отсчитываемая по поверхности Земли от точки пересечения сферы ($R = 6378 \text{ км}$) с радиусом-вектором в начальный момент до точки пересечения сферы с текущим радиусом-вектором.

Результаты решения задачи. Рикошет – это кабрирующий полет с максимальным аэродинамическим качеством k_{\max} , создаваемым оптимальным углом атаки [4]. Рикошетирующую траекторию представим в виде набора активных и пассивных участков, на которых действуют соответственно подъемная сила и сила тяжести с силой сопротивления атмосферы. Подъемная сила создается отклонением СЛА на угол атаки α с помощью одного из указанных способов. Поскольку полет предполагается проводить в разреженной атмосфере (на высоте 70-100 км), для отклонения СЛА на оптимальный угол атаки α_{opt} , при котором достигается максимальное аэродинамическое качество k_{\max} , требуются небольшие величины управляющих моментов.

Сначала рассматривается конструирование активного участка. Определение конечных характеристик рикошетирования, скорости V_1 и дальности L_1 по заданным начальным условиям входа в атмосферу L_0, h_0, V_0, θ_0 предлагается проводить по найденным в результате аналитического решения исходной системы (1) формулам в следующем порядке:

- 1) вычислить k и σ по формулам

$$k = \frac{-[C_{r0} + A(C_n^\alpha)^2 \alpha^2] \sin \alpha + C_n^\alpha \alpha \cos \alpha}{[C_{r0} + A(C_n^\alpha)^2 \alpha^2] \cos \alpha + C_n^\alpha \alpha \sin \alpha}$$

и

$$\sigma = \frac{C_x S}{2m} = \frac{(C_r \cos \alpha + C_n \sin \alpha) S}{2m} = \frac{\{[C_{r0} + A(C_n^\alpha)^2 \alpha^2] \cos \alpha + C_n^\alpha \alpha \sin \alpha\} S}{2m}$$

где $C_r = C_{r0} + A(C_n^\alpha)^2 \alpha^2$ и C_n – коэффициенты осевой и нормальной составляющих аэродинамической силы,

- 2) задать значение θ_1 для конца активного участка в соответствии со значением θ_0 ;
 2) вычислить ρ_k (индекс k соответствует распрямлению траектории, $\theta_k = 0$) по формуле

$$\rho_k = \rho(\theta_k) = \rho_0 + (1 - \cos \theta_0) / (k \sigma h_m)$$

и ρ_1 по формуле

$$\rho_1 = \rho(\theta_1) = \rho_k + (\cos \theta_1 - 1) / (k \sigma h_m);$$

- 4) вычислить

$$V_k = V(\rho_k) = V_0 \exp\{-(1/k) \{ \sin \theta_0 [\cos \theta_1 - \cos \theta_0] + \cos \theta_0 [\sin \theta_1 - \sin \theta_0] \}\},$$

а затем

$$V_1 = V(\rho_1) = V_k \exp \left\{ \frac{1}{k} \left\{ \arcsin[k\sigma h_m(\rho_1 - \rho_k) + 1] - \pi/2 \right\} \right\},$$

5) вычислить

$$L_k = L_0 + h_m \left\{ \arcsin[k\sigma(\rho - \rho_0) + \cos\theta_0] - \arcsin \cos\theta_0 \right\} - \frac{h_m B_0}{\sqrt{1-B_0^2}} \ln \left[\frac{(1-B_0^2) - k\sigma h_m B_0 \rho_k + \sqrt{(1-B_0^2)(1-(k\sigma h_m \rho_k - B_0)^2)}}{(1-B_0^2) - k\sigma h_m B_0 \rho_0 - \sqrt{(1-B_0^2) \sin^2 \theta_0}} \right] \rho_0$$

а затем

$$L_1 = L_k - h_m \left\{ \arcsin[k\sigma h_m(\rho_1 - \rho_k) + 1] - \pi/2 \right\} + \frac{h_m B_1}{\sqrt{1-B_1^2}} \times \ln \left[\frac{(1-B_1^2) - k\sigma h_m B_1 \rho_1 + \sqrt{1-B_1^2} \cdot \sqrt{1-(k\sigma h_m \rho_1 - B_1)^2}}{(1-B_1^2) - k\sigma h_m B_1 \rho_k} \right] \rho_k$$

Конструирование пассивного участка проводится по модели (1), с учетом $k \approx 0$ и $V/r \ll g/V$, по найденным в результате ее аналитического решения формулам в следующем порядке:

1) вычислить максимальную высоту при $\theta = \theta_l = 0$:

$$h_l = h_1 + \frac{V_1^2}{2g} \sin^2 \theta_1,$$

где индекс l соответствует распрямлению траектории, $\theta_l = 0$;

2) вычислить значение плотности

$$\rho_l = \rho(h_l) = \exp \left[-\frac{h_l - h_0}{h_m} \right] \text{ при } h_0 = 50000 \text{ м, } h_m = 7160 \text{ м;}$$

3) вычислить среднее значение плотности:

$$\rho_{cp} = (\rho_l + \rho_1) / 2;$$

4) вычислить значение конечной скорости для пассивного участка, при $\theta = \theta_2$.

$$V_2 = \sqrt{\left\{ g(1 + \lg^2 \theta_2) \right\} \left\{ N - \sigma \rho_{cp} \left[\frac{\sin \theta_2}{\cos^2 \theta_2} + \ln |g(\pi/4 + \theta_2/2)| \right] \right\}},$$

$$\text{где } N = (g/V_1^2 \cos^2 \theta_1) + \sigma \rho_{cp} \left[\sin \theta_1 / \cos^2 \theta_1 + \ln |g(\pi/4 + \theta_1/2)| \right];$$

- 5) вычислить среднее значения скорости

$$V_{cp} = (V_1 + V_2) / 2;$$

- 6) вычислить среднее значения произведения ρV :

$$(\rho V)_{cp} = \rho_{cp} V_{cp},$$

- 7) вычислить значение конечной дальности для пассивного участка

$$L_2 = L_1 - \frac{g}{\sigma(\rho V)_{cp}} \left[\frac{\cos \theta_2}{(g/V_1 \cos \theta_1 + \sigma(\rho V)_{cp} \operatorname{tg} \theta_1) \cos \theta_2 - \sigma(\rho V)_{cp} \sin \theta_2} - \frac{V_1 \cos \theta_1}{g} \right],$$

- 8) вычислить конечную высоту для пассивного участка

$$h_2 = h_1 - \frac{g}{\sigma^2(\rho V)_{cp}^2} \left[\frac{g + \sigma(\rho V)_{cp} V_1 \sin \theta_1}{g + \sigma(\rho V)_{cp} V_1 \sin \theta_1 (1 - \operatorname{ctg} \theta_1 \operatorname{tg} \theta_2)} + \ln \left| 1 + \frac{\sigma(\rho V)_{cp}}{g} V_1 \sin \theta_1 (1 - \operatorname{ctg} \theta_1 \operatorname{tg} \theta_2) \right| - 1 - \frac{V_1 \sin \theta_1}{g} \sigma(\rho V)_{cp} \right];$$

- 9) найти конечное значение времени для пассивного участка

$$t_2 = t_1 + \frac{1}{\sigma(\rho V)_{cp}} \ln \left| 1 + \frac{\sigma(\rho V)_{cp}}{g} V_1 \sin \theta_1 (1 - \operatorname{ctg} \theta_1 \operatorname{tg} \theta_2) \right|$$

Выводы. Таким образом, проведено аналитическое конструирование рикошетирующей траектории СЛА в атмосфере на основе приближенного решения уравнений движения на активном участке рикошета (с использованием максимального аэродинамического качества) и пассивном участке под воздействием сил тяжести и сопротивления атмосферы. Аналитическая траектория представляет основу для автоматизированного проектирования аэроконструкторских параметров и начальных условий входа в атмосферу СЛА и для разработки законов управления углом атаки. В частности, для разработки методов многошагового терминального управления в различных вариантах исполнения [1, 2] для приведения СЛА в заданное терминальное состояние в результате его рикошетирующего полета. Управляющим воздействием в решении данной задачи для конусообразного СЛА является реактивная тяга, направленная перпендикулярно продольной оси [2], а для осесимметричных СЛА двух различных компоновок (двухконусной [1] и трансформирующейся в форму близкую к двухконусной [3]) перемещение тем или иным способом центра масс относительно геометрического центра. Так, например, с данной целью для двухконусного СЛА предложено расход топлива при спуске с орбиты осуществлять с одного из двух симметрично расположенных в конусах

топливных баков [5] Данный подход, дающий основу и для дальнейшего необходимого управления аэродинамической подъемной силой рикошетирующего полета, предполагается применить и для пакетной компоновки двух ракет-носителей при сходе такого многоразового СЛА с орбиты и последующей его трансформации в осесимметричную форму со смещением центра масс. Результаты численного моделирования системы дифференциальных уравнений рикошетирующей траектории подтверждают эффективность ее аналитического конструирования предложенным методом.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Афанасьев В.А., Дегтярев Г.Л., Мещанов А.С., Сиразетдинов Т.К. Управление мягкой посадкой трансформирующихся космических аппаратов многоразового применения. Устойчивость и управление для нелинейных трансформирующихся систем. Вторая международная конференция Тезисы докладов. Москва, 25-28 сентября 2000 г., С. 8.
2. Афанасьев В.А., Дегтярев Г.Л., Мещанов А.С., Сиразетдинов Т.Г. Методы терминального управления планированием космического летательного аппарата на скользящих режимах. Изв. вузов, Авиационная техника, 1998, № 4, С. 9-17.
3. Афанасьев В.А., Мещанов А.С., Мещеряков М.Г., Сиразетдинов Т.К. Многошаговое терминальное управление двухконусным биотехнологическим спутником при сходе с орбиты. Тезисы доклада. I Совещание "Новые направления в теории систем с обратной связью". Москва – Уфа, 1993, С. 146 – 147
4. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н. Управление и стабилизация в аэродинамике. М., Высшая школа, 1978, 480 с.
5. Афанасьев В.А., Борзов В.С. Данилкин В.А., Дегтярев Г.Л., Дегтярь В.Г., Марусик А.Ф., Мещанов А.С., Сиразетдинов Т.К., Сытый Г.Г., Телицин Ю.С. Способ спасения ракет-носителей многоразового применения и устройство для его осуществления. ФИПС. Заявка № 2001105060 на патент от 21 февраля 2001 г.