

УДК 629.78

## ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЕРЕЛЁТОВ НА ВЫСОКИЕ ОКОЛОЗЕМНЫЕ ОРБИТЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ С ХИМИЧЕСКИМИ И ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

© 2012 С. А. Ишков, П. В. Фадеенков, В. Л. Балакин

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматривается перелёт на высокие околоземные орбиты с применением двухступенчатого разгонного блока с последовательным расположением ступеней с химическими и электроракетными двигателями. Проведено моделирование для ряда схем перелётов.

Определены области предпочтительного применения разных типов разгонных блоков с точки зрения максимума массы полезной нагрузки, выводимой на целевую орбиту.

*Перелёт, высокая околоземная орбита, разгонный блок, химический ракетный двигатель, электроракетный двигатель, масса полезной нагрузки, моделирование, оптимизация.*

В Федеральной космической программе России на 2006-2015 годы первоочередной задачей объявляется «развитие, восполнение и поддержание орбитальной группировки космических аппаратов в интересах социально-экономической сферы, науки и безопасности страны». Решение этой задачи требует развития и совершенствования средств выведения космических аппаратов (КА) на целевые околоземные орбиты, в частности последней ступени средства выведения – разгонного блока (РБ).

В настоящее время значительное внимание уделяется исследованию возможностей двухступенчатого РБ с последовательным расположением ступеней с химическими (ХРД) и электроракетными (ЭРД) двигателями. Результаты исследований показывают, что такой РБ сможет выводить массу полезного груза большую, чем одноступенчатый РБ с ХРД, за время меньшее, чем РБ с ЭРД.

Движение первой ступени РБ с использованием ХРД большой тяги будем описывать импульсными решениями.

Вследствие сложности решений для произвольного расположения в простран-

стве начальной, промежуточной и конечной орбит принято допущение, что все орбиты коаксиальные. Это позволяет использовать аналитические зависимости для расчёта затрат характеристической скорости.

Расчёт затрат характеристической скорости для трёхимпульсного некомпланарного перелёта первой ступени РБ с ХРД с начальной на промежуточную орбиту с поворотом плоскости в апогее переходных орбит проводится по формулам:

$$\Delta V_1 = \sqrt{m/r_{p0}} \cdot \left| \sqrt{1+e_{nep1}} - \sqrt{1+e_0} \right|, \quad (1)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{m/r_{a nep}} \times \sqrt{2 - e_{nep1} - e_{nep2} - 2 \cdot \sqrt{(1-e_{nep1})(1-e_{nep2})} \cdot \cos(\Delta i)}, \quad (2)$$

$$\Delta V_3 = \sqrt{m/r_{p np}} \cdot \left| \sqrt{1+e_{nep2}} - \sqrt{1+e_{np}} \right|, \quad (3)$$

где  $r_{p0}$  - радиус перигея начальной орбиты;  $r_{a nep}$  - радиус апогея первой и второй переходных орбит (подлежит определению в процессе решения задачи из усло-

вия минимума затрат характеристической скорости);  $r_{p\ np}$  - радиус перигея промежуточной орбиты;  $e_0, e_{np}$  - эксцентриситеты начальной и промежуточной орбит, соответственно;

$e_{nep1} = (r_{a\ nep} - r_{p0}) / (r_{a\ nep} + r_{p0})$  - эксцентриситет первой переходной орбиты;

$e_{nep2} = (r_{a\ nep} - r_{p\ np}) / (r_{a\ nep} + r_{p\ np})$  - эксцентриситет второй переходной орбиты;

$\Delta i = i_{np} - i_0$  - угол некомпланарности начальной и промежуточной орбит;

$m = 398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$  - гравитационная постоянная.

Траектория движения второй ступени РБ с использованием ЭРД малой тяги определяется в результате решения вариационных задач аналитическими или численными методами. Упрощение модели движения, отбрасывание ряда ограничений позволяет получить рациональные управления и аналитические выражения, удобные в использовании при решении задач совместной оптимизации проектно-баллистических параметров.

Существующие программы управления малой тягой либо представлены раздельным управлением вектором тяги в плоскости орбиты и вне её, либо применяются для перелётов между близкими орбитами, либо требуют решения задачи оптимизации многоэтапного перелёта. Поэтому требуется дополнительное исследование рациональных программ управления, приводящих к совместному изменению элементов орбиты при перелёте между удалёнными орбитами, и сравнению этих программ с существующими по критерию оптимальности.

На основании известных законов управления можно сформировать следующие схемы перелёта с промежуточной произвольной орбиты на конечную круговую орбиту с использованием РБ с ЭРД:

схема 1 – изменение промежуточной круговой орбиты до конечной круговой

орбиты с одновременным изменением наклона с постоянно включённым двигателем и вектором тяги, перпендикулярным радиус-вектору [1];

схема 2 – изменение промежуточной эллиптической орбиты до круговой орбиты с трансверсальной тягой с пассивными участками и с последующим изменением наклона [2];

схема 3 – изменение промежуточной эллиптической орбиты до круговой орбиты с применением оптимального закона управления вектором тяги в плоскости орбиты и с последующим изменением наклона [2].

В данных схемах отсутствует совместное изменение элементов орбиты при перелёте между промежуточной эллиптической и конечной круговой некомпланарными орбитами. Поэтому исследован перелёт между промежуточной эллиптической и конечной круговой некомпланарными орбитами с совместным изменением элементов орбиты, который может состоять из нескольких этапов в зависимости от сочетания параметров начальной и конечной орбит. Рассмотрены три варианта расположения участков тяги на витке: 1 – перелёт с постоянно включённым двигателем с разгонным и тормозным участками и с постоянным углом рыскания  $\gamma$ ; 2 – перелёт с одним активным и одним пассивным участками с постоянным углом рыскания  $\gamma$ ; 3 – перелёт с постоянно включённым двигателем с разными углами рыскания в окрестности апогея  $Y_a$  и перигея  $Y_p$ : 
$$\gamma = [Y_a - Y_p + (Y_a + Y_p) \text{sign}(\cos(u))] \cdot 0,5.$$
 Во всех вариантах вектор тяги перпендикулярен радиус-вектору.

Исходная система уравнений в оскулирующих элементах, описывающих движение РБ, после перехода к эксцентрической аномалии  $E$  и проведения процедуры усреднения примет вид:

$$\left. \begin{aligned}
 \frac{dA}{dE} &= \frac{4}{p} \cdot a \cdot \frac{A^3}{m} \cdot \sqrt{1-e^2} \cdot (2 \cdot ar \cos(e) \times \\
 &\times (\cos y_p - \cos y_a) + (x - \frac{p-a}{2}) \cdot \cos y_a), \\
 \frac{de}{dE} &= \frac{1}{p} \cdot a \cdot \frac{A^2}{m} \cdot \sqrt{1-e^2} \times \\
 &\times \left\{ (2 \cdot \sqrt{1-e^2} - \frac{e}{2} \cdot (e \cdot \sqrt{1-e^2} + 3 \cdot e \cdot \arccos(e))) \times \right. \\
 &\times (\cos y_p - \cos y_a) + (\pm 4 \cdot \sin(x + \frac{a}{2}) \cdot \cos(\frac{a}{2}) - \\
 &\left. - \frac{e}{2} \cdot \sin(2x + a) \cdot \cos(a) - 3e \cdot (x - \frac{p-a}{2}) \cdot \cos y_a \right\}, \\
 \frac{di}{dE} &= \frac{1}{2p} \cdot a \cdot \frac{A^2}{m \sqrt{1-e^2}} \times \\
 &\times \left\{ -\frac{1 + \text{sign}(p-a - \arccos(e))}{2} \cdot (\sqrt{1-e^2} \cdot (2+e^2) + \right. \\
 &+ 3 \cdot e \cdot \arccos(e)) \cdot (\sin y_p + \sin y_a) - (2 \sin a \times \\
 &\left. \times (1+e^2) - e \cdot \left( 3 \cdot (p-a) - \frac{\sin 2a}{2} \right) \right\} \cdot \sin y_a, \\
 \frac{dV_x}{dE} &= a \cdot \sqrt{\frac{A^3}{m}} \cdot \left( 1 - \frac{a}{p} \pm \frac{2e}{p} \cdot \sin(\frac{a}{2}) \cdot \cos(x + \frac{a}{2}) \right), \\
 \frac{d\Omega}{dE} &= 0, \quad \frac{dw}{dE} = 0,
 \end{aligned} \right\} \tag{4}$$

где  $A, e, i, w, W$  – оскулирующие элементы орбиты;  $a$  – модуль реактивного ускорения;  $y_p, y_a$  – угол рыскания в окрестности перигея и апогея, соответственно;  $\xi$  – половина ширины разгонного участка,  $a$  – ширина одного пассивного участка, знак «+» соответствует положению центра активного участка в перигее, а знак «-» – в апогее.

Для варианта 1 расположения участков тяги на витке следует положить  $y_p = y_a = y, a = 0$ , для варианта 2 –  $y_p = y_a = y, x + a = p$ , для варианта 3 –  $x = p, a = 0$ , а углы  $y_p, y_a$  определяются из решения задачи оптимизации.

При условии постоянства  $\xi$  и  $a$  первые два уравнения системы (4) могут быть совместно проинтегрированы. Для варианта 2 ( $x + a = p$ ) получено выражение изменения большой полуоси  $A$  и эксцентриситета  $e$ :

$$A \cdot (\sin x \pm e \cdot k_1)^{k_1} = const, \tag{5}$$

где  $k_1 = \frac{3}{4}x + \frac{\sin 2x}{8}$ .

С использованием принципа максимума Понтрягина получены оптимальные законы управления отклонением вектора тяги от плоскости орбиты: – для непрерывной тяги с разгонным и тормозным участком (вариант 1) [3]:

$$\frac{1}{2p \cdot \sin y} \cdot \sqrt{\frac{A}{m \cdot (1-e^2)}} \cdot (-3e \cdot p - 2 \cdot \sqrt{1-e^2} \cdot (2+e^2) + 6 \cdot e \cdot \arccos(e)) = const \tag{6}$$

– для одного пассивного и одного активного участка (вариант 2):

$$\frac{1}{\sin^2 y} \cdot \frac{di}{dV_x} = C; \tag{7}$$

– для разных углов отклонения вектора тяги  $y_\alpha$  в апогее и  $y_\pi$  в перигее (вариант 3) [4]:

$$tg y_a = H_3 / H_1, \quad tg y_p = H_4 / H_2, \tag{8}$$

где

$$H_1 = \frac{1}{p} \sqrt{\frac{A(1-e^2)}{m}} \cdot \left\{ 2 \cdot \arccos(e) \cdot A \cdot y_A + \frac{1}{2} \cdot [4\sqrt{1-e^2} - e \cdot (e \cdot \sqrt{1-e^2} + 3 \cdot \arccos(e))] \cdot y_e \right\},$$

$$H_2 = \sqrt{\frac{A(1-e^2)}{m}} \cdot (2 \cdot A \cdot y_A - \frac{3}{2} e \cdot y_e) - H_1,$$

$$H_3 = \sqrt{\frac{A}{m \cdot (1-e^2)}} \cdot \frac{[(2+e^2)\sqrt{1-e^2} - 3 \cdot e \cdot \arccos(e)] \cdot y_i}{2p},$$

$$H_4 = \frac{-3}{2} \cdot \sqrt{\frac{A}{m \cdot (1-e^2)}} \cdot e \cdot y_i + H_3.$$

$$y_i = const, \quad y_{V_x} = const,$$

$y_A = (A_0 \cdot y_{A0} - V_x / 2) / A$ ,  $y_e$  – сопряжённые множители.

Начальные значения сопряжённых множителей зависят от начальных углов отклонения вектора тяги от плоскости орбиты, которые определяются в результате решения краевых задач методом Ньютона.

Моделирование показало, что затраты характеристической скорости на перелёт при использовании полученного закона управления (8) не превышают 12% по сравнению с результатами, полученными без ограничений на ориентацию вектора тяги [5].

Из трёх исследованных вариантов расположения участков тяги на витке третий вариант с разными углами рыскания в окрестности апогея и перигея наиболее близок к управлению без ограничений на ориентацию вектора тяги, и поэтому будет использован при оптимизации проектно-баллистических параметров перелётов.

Исследованы три перелёта: с низкой круговой орбиты высотой 200 км и наклоном  $51,6^\circ$  (космодром Байконур) и наклоном  $5^\circ$  (космодром Куру) на геостационарную орбиту (ГСО) радиусом 42164 км и наклоном  $0^\circ$ ; с низкой круговой орбиты высотой 200 км и наклоном  $64,8^\circ$  (космодром Байконур) на орбиту спутниковой системы навигации ГЛОНАСС радиусом 20000 км и наклоном  $64,8^\circ$ .

Первый перелёт осуществляется с существенными изменениями высоты и наклона; второй – с существенным изменением высоты и малым изменением наклона; третий – с существенным изменением высоты без изменения наклона.

Общий перелёт представлен в виде двух выполняемых последовательно манёвров, соответственно, общая задача оптимизации сведена к более простым задачам баллистического проектирования и поиска максимума функции нескольких переменных.

Модель массы КА с РБ в виде отношения массы КА как полезной нагрузки (ПН) к начальной массе представлена произведением относительных масс ступеней, которые зависят от проектных параметров ступеней, характеристических скоростей переходов между орбитами и моторного времени перелёта ступени с ЭРД [3].

Для описания движения РБ принята система дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах.

Задача оптимизации проектно-баллистических параметров КА с рассматриваемым двухступенчатым РБ формулируется следующим образом: определить такой вектор  $\mathbf{y}_{opt}$ , чтобы осуществить перелёт с максимальной удельной массой полезной нагрузки  $m_{ПН}$  при заданных времени перелёта  $T$  и граничных условиях  $\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_k$ :

$$\mathbf{y}_{opt} = \arg \max(m_{ПН}(\mathbf{x}_0, \mathbf{y}, \mathbf{x}_k, T) | T = fixe, \mathbf{x}_0 = fixe, \mathbf{x}_k = fixe). \quad (9)$$

Здесь  $\mathbf{r}_y = \{A_{np}, e_{np}, i_{np}, a, c\}^T$  – вектор оптимизируемых параметров, состоящий из большой полуоси  $A_{np}$ , эксцентриситета  $e_{np}$  и наклона  $i_{np}$  промежуточной орбиты; ширины пассивного участка полёта  $a$  для этапа преимущественного изменения эксцентриситета с применением ЭРД; скорости истечения  $c$  рабочего тела.

Расчёт затрат характеристической скорости на перелёт первой ступени РБ с ХРД, одно- и двухступенчатого РБ с ХРД проводился согласно (1) – (3).

Для перелёта второй ступени РБ с ЭРД с промежуточной орбиты на конечную круговую орбиту рассмотрены схемы, проанализированные ранее :

схема 1 - вектор оптимизируемых параметров имеет вид:  $\mathbf{r}_y = \{A_{np}, i_{np}, c\}^T$  ;

схема 2 - вектор оптимизируемых параметров имеет вид:  $\mathbf{r}_y = \{A_{np}, e_{np}, i_{np}, a, c\}^T$  ;

схема 3 - вектор оптимизируемых параметров имеет вид:  $\mathbf{r}_y = \{A_{np}, i_{np}, c\}^T$  .

Введена схема 4, соответствующая варианту 3 расположения участков разной тяги на витке и оптимальному закону

управления вектором тяги (8). Вектор оптимизируемых параметров имеет вид:  $\mathbf{r}_y = \{A_{np}, e_{np}, i_{np}, c\}^T$  .

Для сравнения рассмотрены также схемы перелётов между круговыми некомпланарными орбитами с использованием только одного из типов двигателя (ХРД или ЭРД):

схема 5 - перелёт одноступенчатого РБ с ЭРД ( $m_{пн} = m_{ЭРД}$ ). Оптимизируется только скорость истечения ( $\dot{y} = c$ ), поскольку отсутствует промежуточная орбита;

схема 6 - перелёт одноступенчатого РБ с ХРД ( $m_{пн} = m_{ХРД}$ );

схема 7 - перелёт двухступенчатого РБ с ХРД ( $m_{пн} = m_{ХРД1} \cdot m_{ХРД2}$ ).

Задача оптимизации решалась с применением численного метода поиска максимума функции нескольких переменных, а именно: модифицированного метода Хука-Дживса, дающего быструю сходимость вычислительного процесса.

Оптимизация проведена для проектно-баллистических параметров перелёта на примере КА с характеристиками, приведёнными в табл. 1.

Таблица 1. Характеристики РБ

| $g^{сyx}$ , кг/кг | $g_{ХРД}^{СПХ}$ , кг/кг | $c_{ХРД}$ , м/с | $g_{ЭРД}^D$ , кг/Н | $g_{ЭРД}^{СПХ}$ , кг/кг | $g_{ЭУ}$ , кг/кВт |
|-------------------|-------------------------|-----------------|--------------------|-------------------------|-------------------|
| $1 \cdot 10^{-4}$ | 0,06                    | 3755            | 40                 | 0,5                     | 50                |

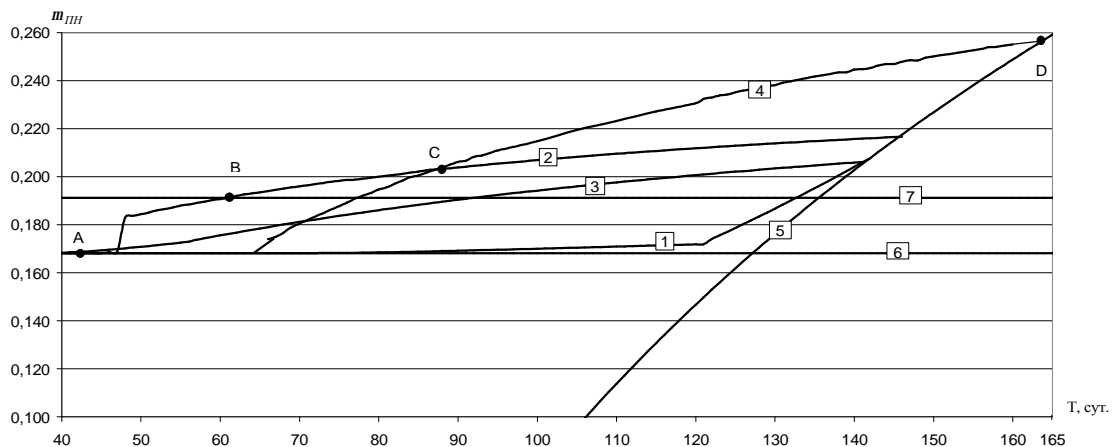


Рис. 1. Зависимость относительной полезной нагрузки от времени перелёта  $T$  для различных РБ и схем перелёта на ГСО с  $Di = 51,6^\circ$

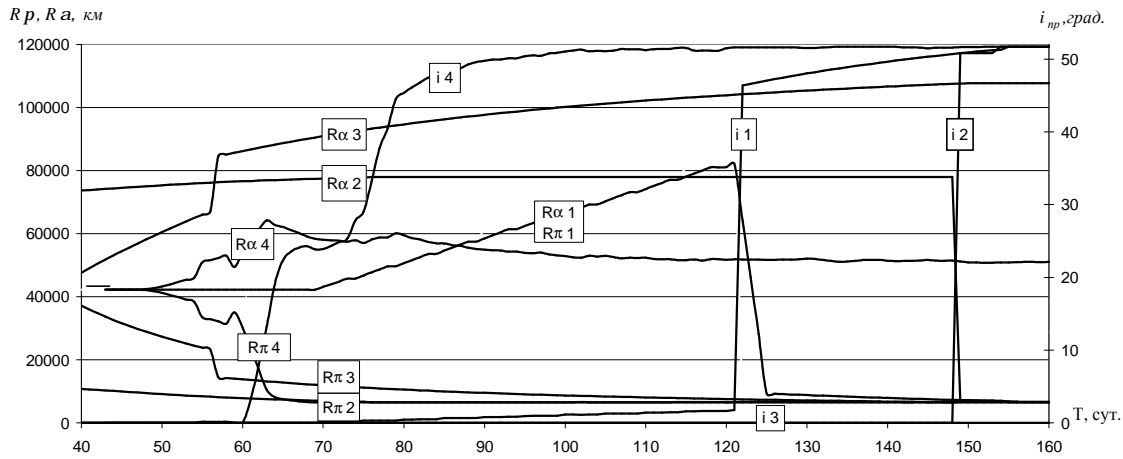


Рис. 2. Зависимости радиуса апогея, радиуса перигея и наклоения от времени перелёта  $T$  для различных РБ и схем перелёта на ГСО с  $Di = 51,6^\circ$

Результаты расчётов перелёта с космодрома Байконур на ГСО представлены на рис. 1, 2 в виде графиков зависимости относительной массы полезной нагрузки  $m_{пн}$  и баллистических параметров: радиуса апогея  $R\alpha$ , радиуса перигея  $R\pi$  и наклоения  $i_{пр}$  промежуточной орбиты. Номера зависимостей соответствуют номерам схем перелёта.

Из рис. 1 следует, что существующий одноступенчатый РБ с ХРД «Бриз» [6] является наилучшим до времени  $T = 42$  сут. (точка А) по сравнению с комбинированным РБ. До времени перелёта  $T = 60$  сут. (точка В) наилучшим является двухступенчатый РБ с ХРД. Далее до времени  $T = 88$  сут. (точка С) наилучшим является двухступенчатый РБ с последовательным применением ХРД и ЭРД при второй схеме перелёта. Далее до времени  $T = 164$  сут. (точка D) наилучшим является тот же двухступенчатый РБ при четвёртой схеме перелёта. При большем времени перелёта наилучшим является одноступенчатый РБ с ЭРД.

Из рис. 2 видно, что для схем 2, 3, 4 промежуточные орбиты являются эллиптическими, сильно вытянутыми. Для схемы 3 наклонение промежуточной орбиты остаётся постоянным и равным наклонению конечной орбиты. Для схем 1, 2, 4 наклонение промежуточной орбиты приближается к наклонению начальной орби-

ты при временах перелёта, равных 85, 120 и 140 суткам, соответственно.

Моделирование перелёта с космодрома Байконур на ГСО показало:

- с точки зрения максимума относительной полезной нагрузки до времени  $T = 60$  сут. наилучшим является двухступенчатый РБ с ХРД, до времени  $T = 88$  сут. - двухступенчатый РБ с ХРД и ЭРД при второй схеме перелёта, до времени перелёта  $T = 164$  сут. - тот же РБ при четвёртой схеме перелёта, а при большем времени перелёта наилучшим становится одноступенчатый РБ с ЭРД;
- максимальный выигрыш в массе полезного груза от использования комбинированного РБ по сравнению с существующими способами выведения может составить 43 %, а именно: 1500 кг для ракеты-носителя (РН) «Протон» и 500 кг для РН «Союз».

Моделирование перелёта с космодрома Куру на ГСО показало:

- с точки зрения максимума относительной полезной нагрузки до времени  $T = 46$  сут. наилучшим является двухступенчатый РБ с ХРД, до времени  $T = 68$  сут. - комбинированный РБ при первой схеме перелёта, с которой практически совпадают вторая и четвёртая схемы с вырождением промежуточной эллиптической орбиты в круговую, а при большем времени перелёта наилучшим становится одноступенчатый РБ с ЭРД;

- максимальный выигрыш в массе полезной нагрузки от использования комбинированного РБ может составить до 35 %.

Моделирование перелёта с космодрома Байконур на орбиту спутниковой системы радионавигации ГЛОНАСС показало:

- с точки зрения максимума относительной полезной нагрузки до времени  $T = 30$  сут. наилучшим является двухступенчатый РБ с ХРД, до времени  $T = 51$  сут. - комбинированный РБ при первой схеме перелёта, с которой практически совпадают вторая и четвёртая схемы с вырождением промежуточной эллиптической орбиты в круговую, а при большем времени перелёта наилучшим становится одноступенчатый РБ с ЭРД;

- максимальный выигрыш в массе полезной нагрузки от использования комбинированного РБ может составить до 20 %.

При перелёте на орбиту ГЛОНАСС изменения наклона не требуется, и соответственно, промежуточная орбита вырождается в круговую, высота которой при увеличении времени перелёта плавно уменьшается от высоты конечной орбиты до высоты начальной орбиты.

Для всех перелётов:

- скорости истечения для ЭРД примерно одинаковы и при увеличении времени перелёта плавно увеличиваются по зависимостям, близким к линейной зависимости;

- скорость истечения двухступенчатого РБ с ЭРД незначительно больше скорости истечения одноступенчатого РБ с ЭРД, а требуемая мощность двухступенчатого РБ меньше требуемой мощности одноступенчатого РБ.

Таким образом, определены области предпочтительного применения разных типов разгонных блоков. При определённом времени перелёта существует выигрыш в массе выводимого на целевую орбиту КА при использовании двухступенчатого РБ с последовательным использо-

ванием ХРД и ЭРД по сравнению с РБ, использующими только ХРД или ЭРД. Этот выигрыш растёт при увеличении разницы в наклоне или высоте между начальной и целевой орбитами.

### Библиографический список

1. Лебедев, В.Н. Расчёт движения космического аппарата с малой тягой [Текст] / В.Н. Лебедев – М.: ВЦ АН СССР, 1968. – 106 с.

2. Салмин, В. В. Методы решения вариационных задач механики космического полета с малой тягой [Текст] / В.В. Салмин, С.А. Ишков, О.Л. Старина – Самара: СНЦ РАН, 2006. – 164 с.

3. Фадеенков, П.В. Оптимизация перелётов между некомпланарными круговыми орбитами с двухступенчатым разгонным блоком с химическим и электроактивным двигателями [Текст] / П.В. Фадеенков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва. – Самара, 2007. – Вып. 1. – С. 116-123.

4. Фадеенков, П.В. Оптимальная программа управления малой непрерывной тягой при перелёте между некомпланарными эллиптической и геостационарной орбитами [Текст] / П.В. Фадеенков, С.А. Ишков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева. – Самара, 2011. – Вып. 1. – С. 38-43.

5. Попов, Г. А. Проектирование траекторий межорбитального перелёта космического аппарата с маршевыми электроракетными двигательными установками [Текст] / Г.А. Попов, М.С. Константинов, В.Г. Петухов // Вестник РФФИ. – 2006. – № 3.

6. Журавин, Ю.А. Разгонный блок «Бриз-М» [Текст] / Ю.А. Журавин // Новости космонавтики, – 2000. – № 8 – С.45-48.

## ASSESSING THE EFFICIENCY OF FLIGHTS TO HIGH NEAR-EARTH ORBITS USING BOOSTERS WITH CHEMICAL AND ELECTRO-ROCKET ENGINES

©2012 S. A. Ishkov, P. V. Fadeenkov, V. L. Balakin

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov  
(National Research University)

A flight to high near-earth orbits using a two-stage booster with a sequential arrangement of stages with chemical and electro-rocket engines is discussed in the paper. Simulation for a number of flight schemes is presented. Areas of preferential application of different types of boosters are determined in terms of maximum payload mass placed on the target orbit.

*Flight, high near-earth orbit, booster, chemical rocket engine, electro-rocket engine, payload mass, simulation, optimization.*

### Информация об авторах

**Ишков Сергей Алексеевич**, доктор технических наук, профессор, директор института дополнительного профессионального образования, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [idpo@ssau.ru](mailto:idpo@ssau.ru). Область научных интересов: динамика полёта и управление движением летательных аппаратов, космические тросовые системы, космическое машиностроение.

**Фадеев Павел Васильевич**, кандидат технических наук, ассистент кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [dinpol@ssau.ru](mailto:dinpol@ssau.ru). Область научных интересов: динамика полёта и управление движением летательных аппаратов, космическое машиностроение.

**Балакин Виктор Леонидович**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [balakin@ssau.ru](mailto:balakin@ssau.ru). Область научных интересов: динамика полёта и управление движением летательных аппаратов, космическое машиностроение.

**Ishkov Sergey Alexeevich**, doctor of technical science, professor, head of the institute of supplementary professional education, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [idpo@ssau.ru](mailto:idpo@ssau.ru). Area of research: flight dynamics and flying vehicle motion control, space tether systems, space engineering.

**Fadeenkov Pavel Vasilyevich**, assistant, the department of space engineering, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [dinpol@ssau.ru](mailto:dinpol@ssau.ru). Area of research: flight dynamics and flying vehicle motion control, space engineering .

**Balakin Victor Leonidovich**, doctor of technical science, professor, the department of space engineering, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [balakin@ssau.ru](mailto:balakin@ssau.ru). Area of research: flight dynamics, flying vehicle motion control, space engineering.