

Методика проектно-баллистического анализа условий технической реализации многоразовых «лунных» взлётно-посадочных космических аппаратов

Сморшко И.А.

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

[e-mail: SmorshkoIA@tsniimash.ru](mailto:SmorshkoIA@tsniimash.ru)

Аннотация

Описана разработанная методика проектно-баллистического анализа возможности технической реализации многоразовых «лунных» взлётно-посадочных космических аппаратов (КА) и приведены алгоритмы её реализации, включающие все необходимые расчётные соотношения.

Ключевые слова: проектно-баллистический анализ, методика анализа, многоразовый космический аппарат.

В XXI веке, когда перед наукой и промышленностью встаёт огромное количество новых и сложных задач, возникает необходимость использования комплексных методов, сочетающих в себе применение знаний из различных областей науки и техники. Зачастую на практике при проведении какого-либо исследования многие современные специалисты начинают с того, что разрабатывают необходимый методический и математический аппарат, а уже затем

приступают к самой работе, что существенным образом сказывается на сроках выполнения задачи. Ракетно-космическая отрасль и её профильные ВУЗы испытывают потребность в разработке комплексных методик проведения исследований в определенных узких направлениях деятельности, одним из которых является проектно-баллистическое.

В данной статье описана методика решения задачи проектно-баллистического анализа условий технической реализации многоразовых «лунных» взлётно-посадочных КА и приведен пример её использования при проведении конкретного исследования. Получено два варианта алгоритма расчёта, основанных на применении методики. Первый представляет собой общий расчётный вид (без детализированного баллистического блока) и может быть использован при проектировании любых аппаратов, но при известных затратах характеристической скорости на выполнение операций. Вторым является детализированным алгоритмом полного цикла расчёта, разработанным специально для проектирования «лунных» взлётно-посадочных КА.

**Описание методики проектно-баллистического анализа условий
технической реализации многоразовых «лунных» взлётно-посадочных
космических аппаратов.**

Разработанная методика строится вокруг соотношения, которое было получено путем модификации выражения для вычисления массы полезного груза, выводимого на орбиту КА:

$$M_{\text{пр}} = M_0 - M_{\text{T}} - M_{\text{то}} - M_{\text{ду}} - M_{\text{нк}} \quad (1)$$

где M_0 – стартовая масса КА, M_{T} – масса топлива, затраченная КА на выполнение операций, $M_{\text{то}}, M_{\text{ду}}, M_{\text{нк}}$ – масса топливного отсека, двигательной установки и конструкции (исключая топливный отсек и двигательную установку) соответственно.

Выражение (1) может быть представлено в виде:

$$\frac{M_{\text{пр}}}{M_0} = 1 - \left(\frac{M_{\text{T}} + M_{\text{то}} + M_{\text{ду}} + M_{\text{нк}}}{M_0} \right) \quad (2)$$

Для упрощения расчётного вида выражения были введены следующие обозначения:

$\mu_{\text{T}} = \frac{M_{\text{T}}}{M_0}$ – относительная масса топлива, затраченного на выполнение активной операции КА;

операции КА;

$\frac{M_{\text{то}}}{M_0} = a_{\text{то}} * \mu_{\text{T}}$ [1], где $a_{\text{то}}$ – коэффициент массы топливного отсека;

$a_{\text{к}} = \frac{M_{\text{ду}} + M_{\text{нк}}}{M_0}$ – коэффициент конструктивного совершенства, который

характеризует собой относительную массу конструкции КА за исключением топливного отсека.

С учетом этого соотношение (2) было преобразовано к виду:

$$M_{\text{пр}} = \left(1 - (1 + a_{\text{то}}) \mu_{\text{T}} - a_{\text{к}} \right) M_0 \quad (3)$$

Записав данное выражение для одной и нескольких операций, и учитывая, что

$\mu_{\text{к}} = 1 - \mu_{\text{T}}$ – относительная конечная масса КА [2], удалось получить общий вид

соотношения для вычисления стартовой массы КА, совершающих определённое количество активных операций [3]:

$$M_0(n) = \frac{M_{\text{пр}}}{\mu_k^n - a_{\text{ТО}} * \mu_T * \sum_{i=1}^n \mu_k^{i-1} - a_k} \quad (4)$$

где n – число операций.

Соотношение (4) является базовым при построении методики и может применяться для расчёта стартовой массы КА, совершающих операции единоразово ($n=1$) и в многократном режиме ($n>1$).

Полученная методика содержит два основных блока: баллистический и проектный.

Баллистический блок

Баллистические расчёты обеспечивают нахождение относительной конечной массы КА μ_k и относительной массы израсходованного топлива μ_T по известным затратам характеристической скорости на выполнение той или иной активной операции. В баллистике широко применяется модифицированная запись формулы Циолковского:

$$\mu_k = \exp\left(-\frac{V_x}{c}\right) \quad (5)$$

где c – эффективная скорость истечения топлива.

Для наиболее распространенных компонентов топлива значения следующие:

$c \approx 3,5$ км/с – кислород-керосин;

$c \approx 4,5$ км/с – кислород-водород.

Как уже было отмечено ранее $\mu_k = 1 - \mu_T$, следовательно $\mu_T = 1 - \mu_k$.

Таким образом, зная суммарные затраты характеристической скорости на выполнение активных операций КА, можно вычислить величину относительной конечной массы и относительной массы затраченного топлива.

Вопрос определения характеристических скоростей является наиболее сложным и зависит от конкретной постановки задачи, выбранной схемы перелёта, способа посадки, манёвров и иных динамических операций.

Для взлётно-посадочных КА цикл одной активной операции состоит из спуска на поверхность Луны, выполнения каких-либо действий на поверхности и последующего выведения на орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ). Для простоты расчёта примем, что КА совершает только операцию «посадка-выведение», при необходимости в найденном значении μ_T можно учесть и потери на выполнение операций на поверхности Луны.

При проведении оценочных расчётов можно принять следующую схему спуска КА на поверхность Луны (рис. 1):

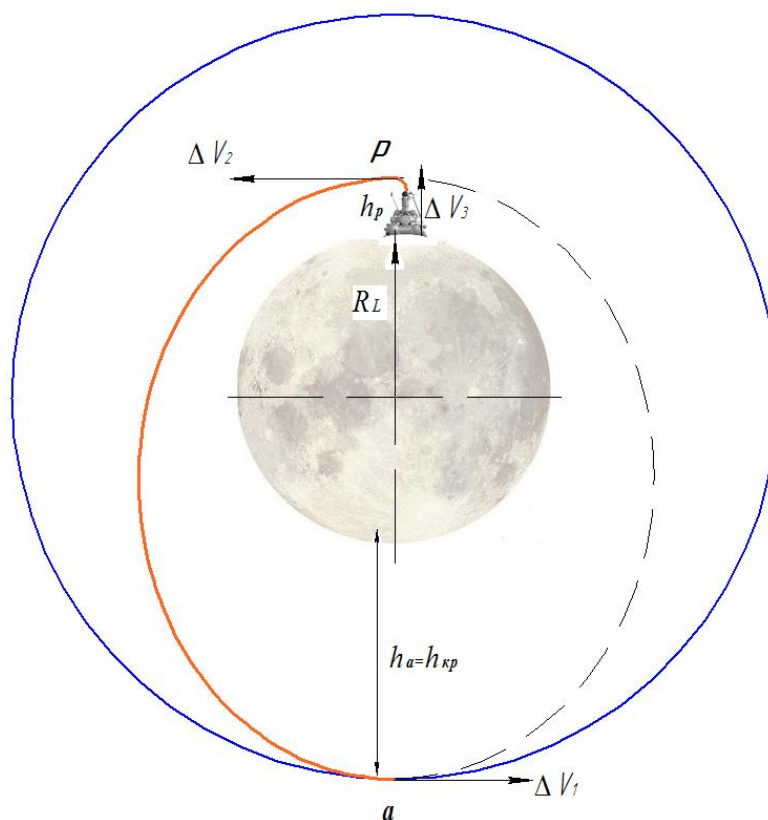


Рисунок 1 – Схема спуска КА на поверхность Луны.

Спуск КА на поверхность Луны осуществляется в три импульса. Первый импульс ΔV_1 выдается на высоте исходной круговой орбиты противоположно направлению движения аппарата с целью формирования промежуточной эллиптической орбиты, по которой КА будет продолжать движение, пока не достигнет заданной высоты периселения h_p , затем происходит выдача импульса ΔV_2 противоположно направлению движения КА, и аппарат продолжает движение в свободном падении. У самой поверхности Луны выдается третий импульс ΔV_3 с целью гашения скорости, которую аппарат успел набрать за время свободного падения с высоты h_p [3].

Наиболее энергетически выгодная схема выведения КА на орбиту искусственного спутника Луны предполагает наличие пассивного участка траектории перелёта (рис. 2) [4].

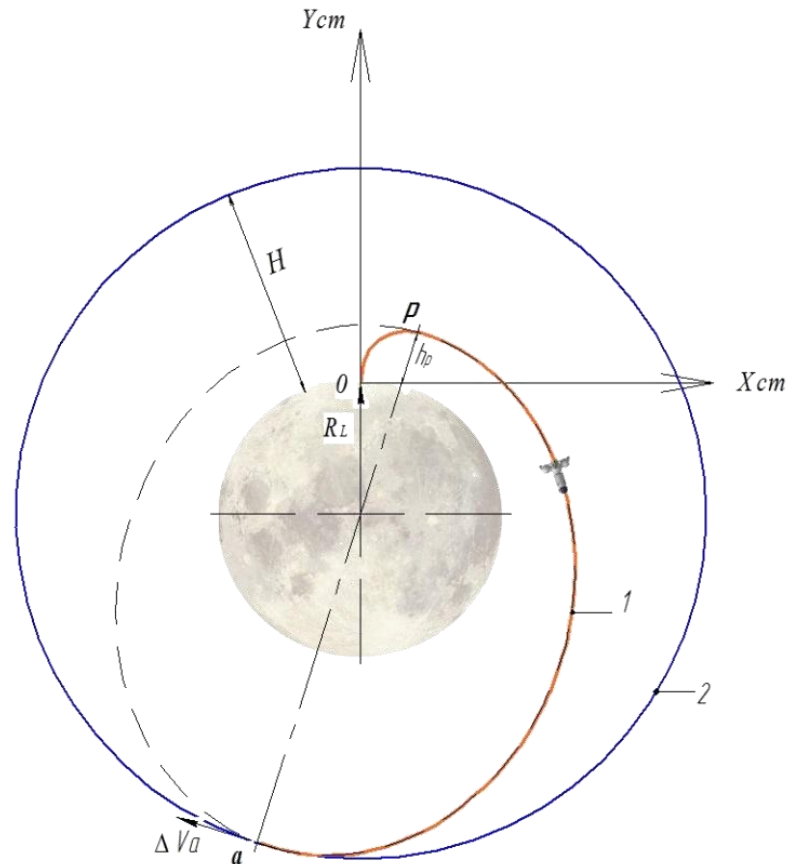


Рисунок 2 – Схема выведения КА на ОИСЛ при наличии пассивного участка траектории перелёта.

Суть данного способа выведения состоит в следующем: КА при помощи двигательной установки выводится на высоту периселения (h_p) промежуточной эллиптической орбиты (1), затем совершает полёт по этой орбите с выключенным двигателем под действием силы гравитационного притяжения Луны без затрат топлива. Когда КА достигает апоселения промежуточной эллиптической орбиты (т. a на рис. 2), происходит выдача импульса скорости ΔV_a и таким образом формируется круговая орбита заданной высоты (2). Данный способ выведения

наиболее предпочтителен по критерию минимизации относительных затрат топлива по сравнению с вариантом, когда КА постоянно движется под действием силы тяги двигателя [4].

Расчет суммарной характеристической скорости, затрачиваемой на выполнение одной активной операции «посадка-выведение».

Спуск КА с круговой орбиты.

1) $\Delta V_1 = V_{кр} - V_a$, где $V_a = \sqrt{\frac{\mu_L}{p}}(1-e)$ – скорость в апоселении орбиты;

$V_{кр} = \sqrt{\frac{\mu_L}{R_L + h_{кр}}}$ – скорость движения на круговой орбите заданной высоты $h_{кр}$; μ_L –

произведение гравитационной постоянной на массу Луны; $p = a(1-e^2)$ – параметр

промежуточной эллиптической орбиты; $a = \frac{r_a + r_p}{2}$ – большая полуось; $e = \frac{r_a - r_p}{2a}$ –

эксцентриситет орбиты; $r_p = R_L + h_p$ – радиус периселения; $r_a = R_L + h_a$ – радиус

апоселения; h_a – высота апоселения орбиты [5,6].

2) $\Delta V_2 = V_p$, где $V_p = \sqrt{\frac{\mu_L}{p}}(1+e)$ – скорость в периселении орбиты [5,6];

3) $\Delta V_3 = \sqrt{2gh_p}$, где g – ускорение свободного падения на Луне;

4) $\sum V_{xc} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3$ – суммарные затраты характеристической скорости

на спуск КА;

Выведение КА на круговую орбиту.

1) Определение затрат характеристической скорости V_{xp} на выведение КА в периселений по одному из предлагаемых ниже вариантов.

А) $V_{xp} = -c \ln(\mu_k)$ - затраты характеристической скорости на выведение КА в периселений промежуточной эллиптической орбиты, где μ_k определяется в результате решения задачи путем интегрирования системы дифференциальных уравнений (ДУ) описывающих движение КА методом Рунге-Кутты 4-го порядка. При решении задачи можно принять уравнения движения КА в стартовой системе координат в следующем виде [7]:

$$\begin{aligned}\frac{dx}{dt} &= V_x, \\ \frac{dV_x}{dt} &= \frac{P}{M} \cos \vartheta + g_x, \\ \frac{dy}{dt} &= V_y, \\ \frac{dV_y}{dt} &= \frac{P}{M} \sin \vartheta + g_y, \\ \frac{dM}{dt} &= -\bar{\beta}.\end{aligned}\tag{6}$$

Где x, y – текущие горизонтальная и вертикальная координаты; V_x, V_y – горизонтальная и вертикальная составляющие скорости; $M = M_0 - \bar{\beta}t$ – текущая масса КА; $\bar{\beta}$ – секундный расход топлива; ϑ – угол тангажа; $P = c\bar{\beta}$ – тяга

двигателя; $g_x = -\frac{\mu_L x}{[x^2 + (R_L + y)^2]^{3/2}}$, $g_y = -\frac{\mu_L (R_L + y)}{[x^2 + (R_L + y)^2]^{3/2}}$ – составляющие

ускорения силы притяжения Луны.

Б) В отсутствии возможности произвести точный расчёт μ_k , можно воспользоваться следующим выражением [1]:

$$V_{xp} = V_p + \Delta V_{упр} + \Delta V_{аэр} + \Delta V_{гр} \quad (7)$$

где $\Delta V_{упр}$ - потери скорости на управление, $\Delta V_{аэр}$ - потери скорости на преодоление аэродинамического сопротивления, $\Delta V_{гр}$ - гравитационные потери скорости. Согласно [1] для оптимальных траекторий $\Delta V_{упр}$ составляет до 5% от конечной скорости, $\Delta V_{аэр}$ - до 10%, $\Delta V_{гр}$ - до 20%. С учетом отсутствия на Луне атмосферы получаем, что $V_{xp} = V_p + \Delta V_{упр} + \Delta V_{гр} \approx 1,25V_p$ (при максимальных значениях потерь).

В) Для круговой орбиты ИСЛ высотой 100 км можно воспользоваться справочной таблицей 1, в которой приведены значения μ_k , полученные для различных высот h_p путем интегрирования системы ДУ (6) методом Рунге-Кутты 4-го порядка.

Таблица 1

Значения μ_k КА, выводимого на орбиту ИСЛ высотой 100 км, в зависимости от значений высоты h_p

$h_p, км$	μ_k
10	0,569796
15	0,568484
20	0,566935
40	0,560729
60	0,554389
80	0,547325

Графическая зависимость $\mu_k(h_p)$, приведенная на рисунке 3, позволяет получить значения μ_k для высот h_p , не указанных в таблице 1.

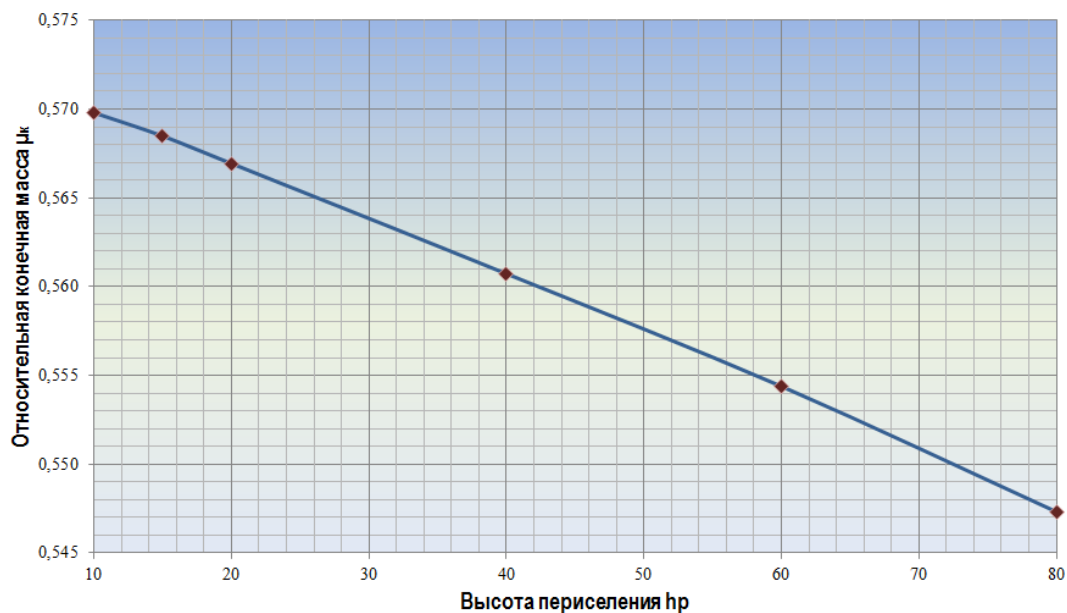


Рисунок 3 – Зависимость значений μ_k от высоты h_p .

2) $\Delta V_a = V_{кр} - V_a$ - затраты характеристической скорости на импульс в апоселении промежуточной эллиптической орбиты; Соотношения для вычисления $V_{кр}$ и V_a аналогичны рассмотренным выше для процесса спуска КА.

3) $\sum V_{хв} = V_{хр} + \Delta V_a$ - суммарные затраты характеристической скорости на выведение КА на орбиту ИСЛ.

Определение значений μ_k и μ_T .

1) $\sum V_x = \sum V_{xc} + \sum V_{хв}$ - суммарные затраты характеристической скорости на выполнение всей активной операции «посадка-выведение».

$$2) \mu_k = \exp\left(-\frac{\sum V_x}{c}\right).$$

$$3) \mu_T = 1 - \mu_K.$$

После того, как определены величины μ_K и μ_T , для ответа на вопрос о возможности и условиях технической реализации КА, выполняющих свои активные операции с данными затратами μ_T , следует переходить к проектному блоку.

Проектный блок

Как уже было отмечено выше, оценочный проектный расчёт строится на базе соотношения (4). В зависимости от набора исходных данных и целей решаемой задачи, указанное выражение позволяет получать расчётные значения таких параметров как a_{TO} , a_K , M_0 , $M_{пр}$ и различные вариации зависимостей этих параметров друг от друга и от величин μ_K , μ_T и n .

Для оценки возможности технической реализации КА и максимальной кратности выполняемых операций без дозаправки и иных условий, необходимо работать со знаменателем соотношения (4), исходя из условия:

$$\mu_K^n - a_{TO} * \mu_T * \sum_{i=1}^n \mu_K^{i-1} - a_K > 0 \quad (8)$$

Варьируя параметрами a_{TO} и n можно определить требуемое значение коэффициента a_K и область существования решений знаменателя в виде зависимости $a_K(a_{TO})$ для конкретного числа операций n .

Схема алгоритма проведения расчётов на основе методики проектно-баллистического анализа возможности технической реализации любых многоразовых космических аппаратов в общем виде (без детализированного баллистического блока) при известных заранее затратах характеристической

скорости на выполнение операций представлена на рисунке 4. На рисунке 5 приведена схема алгоритма проведения расчётов по указанной методике при проектировании многоразовых «лунных» взлётно-посадочных космических аппаратов.

Стоит понимать, что при $n=1$ данная методика подходит для проведения расчётов относительно классических КА, выполняющих активные операции в однократном режиме.

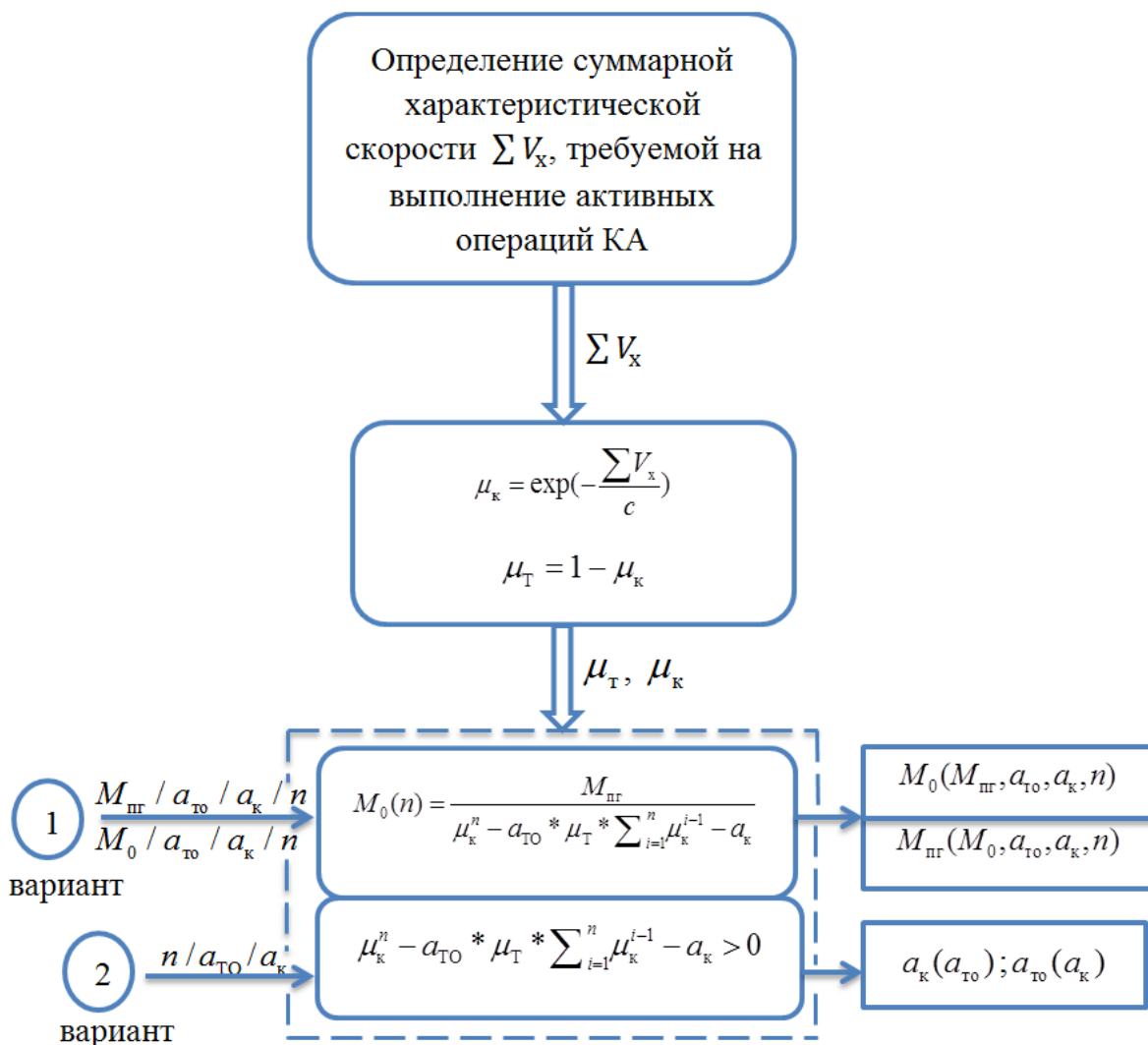


Рисунок 4 – Схема алгоритма проведения расчётов на основе методики для любых многоразовых КА (без детализированного баллистического блока, общий вид).

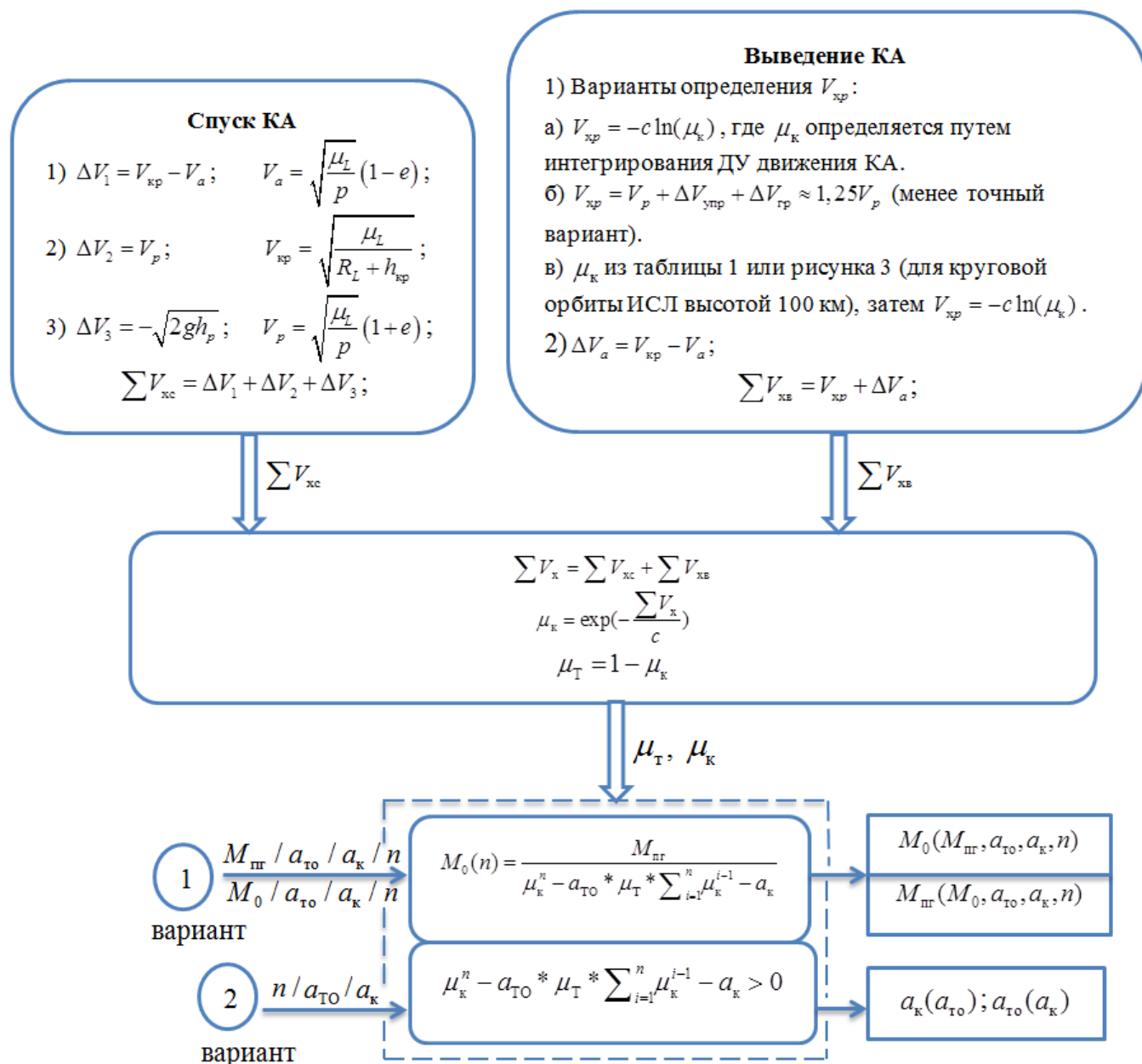


Рисунок 5 – Схема алгоритма проведения расчётов на основе методики проектно-баллистического анализа возможности технической реализации многоразовых «лунных» взлётно-посадочных КА.

Первый вариант не ограничивается указанным в блок-схемах набором исходных данных и получаемых зависимостей, возможны любые вариации количества (достаточного для возможности решения уравнения) и состава исходных параметров и, соответственно, на выходе могут быть получены различные результаты.

Второй вариант представляет собой построение области возможных значений коэффициентов a_k и a_{TO} . В зависимости от исходных данных могут быть получены зависимости вида: $a_k(a_{TO})$ и $a_{TO}(a_k)$ для конкретного числа операций n . Значения a_{TO} и a_k могут быть как изначально заданными, так и варьироваться при решении задачи. Возможна и ситуация, когда известны и a_k , и a_{TO} , тогда данный вариант расчёта сводится к нахождению предельного значения числа операций n .

**Пример использования методики при выполнении исследования
возможности технической реализации многоразового «лунного» взлётно-
посадочного космического аппарата**

Проектный облик многоразовых «лунных» взлётно-посадочных КА к настоящему времени не определён. В этой связи весьма актуально ответить на вопрос о возможности технической реализации таких КА и найти требования и ограничения, предъявляемые к ним. Использование алгоритма расчёта, приведённого на рисунке 5, позволяет решить данную задачу. В ранее опубликованных материалах [3] содержатся результаты проведенного проектно-баллистического анализа возможности создания многоразового «лунного» взлётно-

посадочного космического аппарата. В качестве примера научно-практического применения описанной методики ниже будут приведены основные результаты данного исследования.

Найдены значения относительных затрат топлива, требуемых для осуществления одной активной операции «посадка-выведение» для различных значений высоты периселения h_p и апоселения h_a низких окололунных орбит (таблица 2).

Таблица 2

Значения μ_T , требуемые на выполнение операции «посадка-выведение», при различных значениях h_p и h_a

$h_a, \text{ км}$ $h_p, \text{ км}$	50	70	90	100
10	0,664764	0,666890	0,668977	0,670041
15	0,669086	0,671121	0,673186	0,674170
20	0,672692	0,674775	0,676754	0,677796
30	0,678847	0,680900	0,682915	0,683941

Согласно алгоритму, представленному на рисунке 5, далее необходимо определиться с набором исходных данных и выбрать вариант расчёта, исходя из целей решаемой задачи. Для нахождения потребных значений коэффициента a_k по известным μ_T и μ_k выбран 2 вариант реализации алгоритма. В качестве исходных данных использовалось значение коэффициента a_{TO} . Принимая во внимание

статистику по КА различного назначения, было задано усреднённое значение $a_{ТО}$, равное 0,05.

Ни при одном из исследуемых вариантов орбит не удалось найти потребного значения коэффициента a_k КА, способного выполнить более двух активных операций «посадка-выведение». Результаты проведённых расчётов представлены в таблицах 3 и 4.

Таблица 3

Значения коэффициента a_k КА, совершающего одну операцию «посадка-выведение» при различных значениях h_p и h_a

$h_a, \text{ км}$ $h_p, \text{ км}$	50	70	90	100
10	0,302	0,300	0,298	0,296
15	0,297	0,295	0,293	0,292
20	0,294	0,291	0,289	0,288
30	0,287	0,285	0,283	0,282

Таблица 4

Значения коэффициента a_k КА, совершающего две операции «посадка-выведение» при различных значениях h_p и h_a

$h_a, \text{ км}$ $h_p, \text{ км}$	50	70	90	100
10	0,068	0,067	0,065	0,064
15	0,065	0,064	0,062	0,061
20	0,062	0,061	0,060	0,059
30	0,058	0,057	0,056	0,055

Из анализа результатов расчёта, представленных в таблицах 3 и 4, видно, насколько существенно различие величины коэффициента a_k у КА, выполняющих одну и две операции «посадка-выведение».

Для того чтобы помимо проектных требований и ограничений учитывать также и баллистические, необходимо рассмотреть изменение допустимых значений коэффициента a_k во всем возможном диапазоне значений коэффициента a_{TO} и при различных значениях μ_T в диапазоне от 0,6 до 0,7 для конкретного числа операций n . Именно такой выбор обусловлен тем, что все значения относительных затрат топлива применительно к рассмотренным выше орбитам находятся в данном диапазоне.

Полученная область допустимых значений коэффициента a_k представлена на рисунке 6. В данном диапазоне μ_T и a_{TO} не оказалось допустимых значений коэффициента a_k для КА, способного выполнить более трех активных операций.

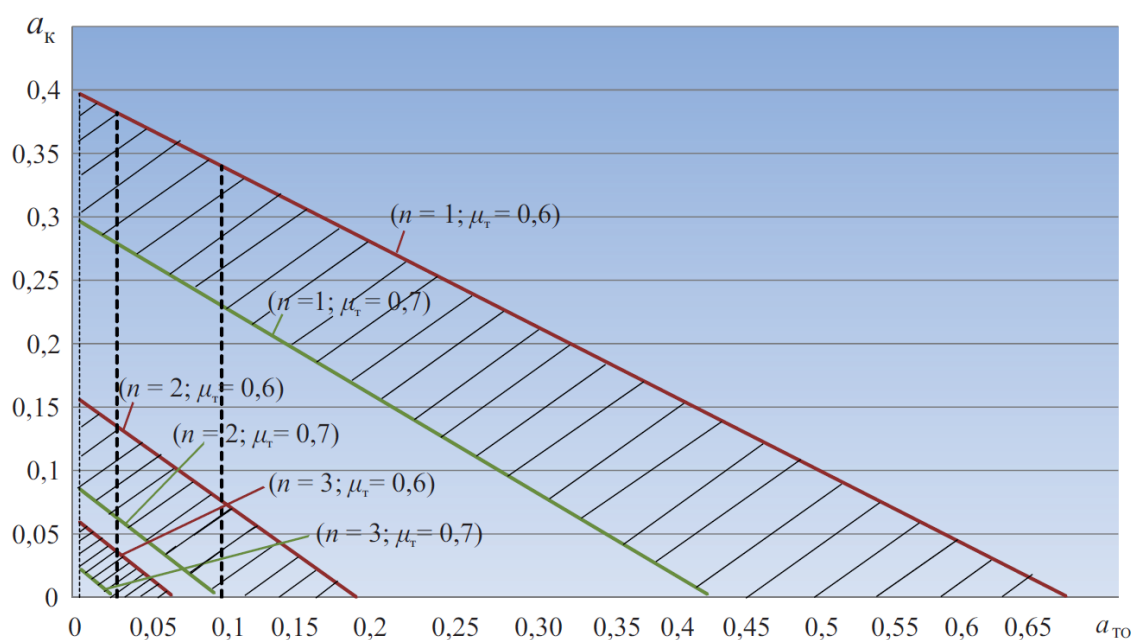


Рисунок 6 – Зависимость допустимых значений a_k от a_{TO} при $\mu_T \in [0,6;0,7]$

для $n=1,2,3$.

На рисунке 6 верхние линии соответствуют максимально возможным значениям коэффициента a_k при $\mu_T=0,6$ применительно к определенному числу операций n , нижние – при $\mu_T=0,7$. В заштрихованных областях находятся такие же линии максимальных значений a_k для всех величин μ_T диапазона. Все значения коэффициентов a_k , располагающиеся ниже линий на графике являются допустимыми при данном числе операций n и величинах a_{TO} и μ_T , все значения, находящиеся выше, – недопустимыми. Вертикальными пунктирными линиями обозначен диапазон значений a_{TO} , представляющий интерес для более детального рассмотрения, так как является наиболее реализуемым с практической точки зрения.

Для данного диапазона a_{TO} и при значениях μ_T в указанных выше границах с шагом 0,01 были найдены требуемые значения коэффициента a_k КА, совершающих одну, две и три операции «посадка-выведение». Результаты расчётов представлены в таблицах 5-7, а их графическая интерпретация на рисунке 7.

Таблица 5

Значения a_k в зависимости от a_{TO} и μ_T для $n=1$

$\mu_T \backslash a_{TO}$	0,6	0,61	0,62	0,63	0,64	0,65	0,66	0,67	0,68	0,69	0,7
0,03	0,382	0,372	0,361	0,351	0,341	0,330	0,320	0,310	0,300	0,289	0,279
0,04	0,376	0,366	0,355	0,345	0,334	0,324	0,314	0,303	0,293	0,282	0,272
0,05	0,370	0,360	0,349	0,339	0,328	0,318	0,307	0,296	0,286	0,276	0,265
0,06	0,364	0,353	0,343	0,332	0,322	0,311	0,300	0,290	0,279	0,269	0,258

0,07	0,358	0,347	0,337	0,326	0,315	0,304	0,294	0,283	0,272	0,262	0,251
0,08	0,352	0,341	0,330	0,320	0,309	0,298	0,287	0,276	0,266	0,255	0,244
0,09	0,346	0,335	0,324	0,313	0,302	0,291	0,281	0,270	0,259	0,248	0,237
0,1	0,340	0,329	0,318	0,307	0,296	0,285	0,274	0,263	0,252	0,241	0,230

Таблица 6

Значения a_k в зависимости от a_{TO} и μ_T для $n=2$

$\mu_T \backslash a_{TO}$	0,6	0,61	0,62	0,63	0,64	0,65	0,66	0,67	0,68	0,69	0,7
0,03	0,135	0,127	0,119	0,111	0,103	0,096	0,089	0,082	0,075	0,069	0,063
0,04	0,126	0,118	0,110	0,102	0,095	0,087	0,080	0,073	0,066	0,060	0,054
0,05	0,118	0,110	0,102	0,094	0,086	0,079	0,071	0,064	0,058	0,051	0,044
0,06	0,110	0,101	0,093	0,085	0,077	0,070	0,063	0,055	0,049	0,042	0,035
0,07	0,101	0,093	0,085	0,076	0,069	0,061	0,054	0,047	0,040	0,033	0,026
0,08	0,093	0,084	0,076	0,068	0,060	0,052	0,045	0,038	0,031	0,024	0,017
0,09	0,084	0,076	0,067	0,059	0,051	0,044	0,036	0,029	0,022	0,015	-
0,1	0,076	0,067	0,059	0,051	0,043	0,035	0,027	0,020	0,013	-	-

Таблица 7

Значения a_k в зависимости от a_{TO} и μ_T для $n=3$

$\mu_T \backslash a_{TO}$	0,6	0,61	0,62	0,63	0,64	0,65	0,66
0,03	0,036	0,031	0,027	0,022	0,018	0,014	0,01
0,04	0,027	0,022	0,017	0,013	-	-	-
0,05	0,017	0,012	-	-	-	-	-
0,06	-	-	-	-	-	-	-

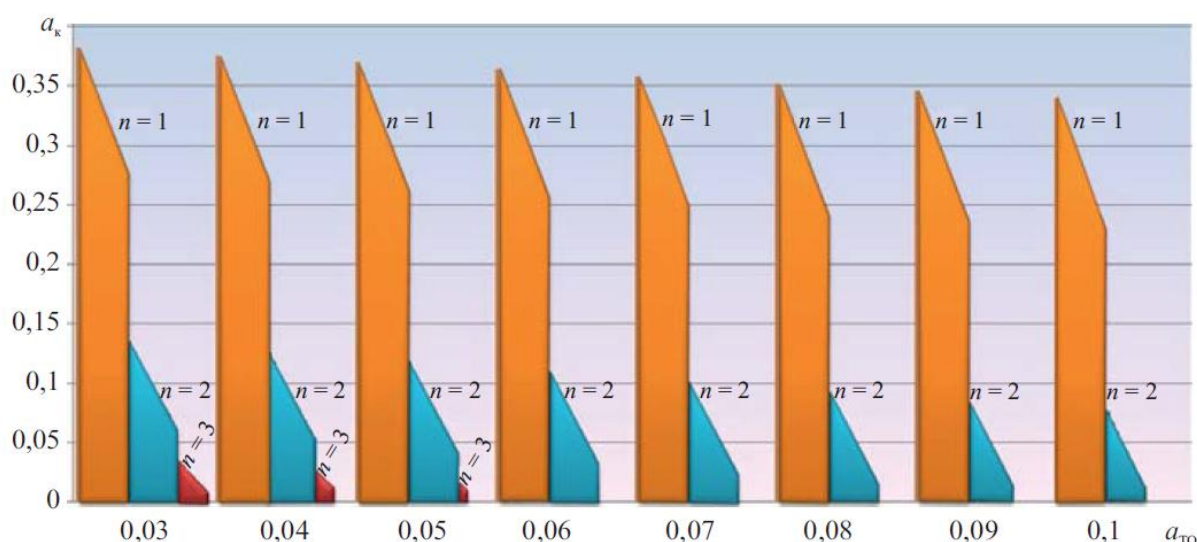


Рисунок 7 – Значения коэффициента a_k при различных μ_T и a_{TO} ($n=1,2,3$).

На рисунке 7 столбцы имеют скос сверху, который характеризует различное значение верхних границ коэффициента a_k при различных значениях μ_T . Ширина столбца характеризует наличие решения задачи в диапазоне μ_T от 0,6 до 0,7.

Анализ таблиц 5-7 и рисунка 7 позволяет сделать вывод о том, что для КА, выполняющего одну активную операцию «посадка-выведение», решение относительно a_k существует во всем исследуемом диапазоне значений μ_T и a_{TO} , для КА, способного выполнить две таких операции, - во всем диапазоне, за исключением нескольких комбинаций параметров, для КА, работающего в режиме трёх активных операций, решение существует только при нескольких значениях a_{TO} и в ограниченном диапазоне μ_T . Рисунок 7 наглядно иллюстрирует огромную разницу в запасе коэффициента a_k КА, работающего в однократном режиме, и КА, выполняющего свои операции многократно.

Таким образом, в результате проведенного исследования дан ответ на вопрос о возможности технической реализации многоразовых «лунных» взлетно-посадочных КА. Найдены требования и ограничения по значениям коэффициента a_k и относительных затрат топлива μ_T для КА, способных выполнить одну, две и три операции «посадка-выведение». Создание «лунных» взлётно-посадочных КА, выполняющих свои операции в многократном режиме, будет зависеть от возможностей конструкторов реализовать полученные в ходе исследования требуемые значения величины коэффициента конструктивного совершенства a_k при проектировании аппарата.

Заключение

Приведённые в работе результаты проектно-баллистического анализа, проводимого на основе описанной методики, доказывают её эффективность и возможность реального научно-практического применения при исследовании и проектировании многоразовых «лунных» взлётно-посадочных КА.

В общем виде (рисунок 4) методика может быть также применена и при исследовании и проектировании любых многоразовых КА, но по уже известным заранее затратам характеристической скорости на выполнение активных операций.

При подстановке в основные расчётные соотношения значения числа выполняемых активных операций $n=1$ на основании методики может быть проведён расчёт для КА, выполняющих операции однократно.

Таким образом, разработанная методика проектно-баллистического анализа возможности технической реализации многоразовых «лунных» взлётно-посадочных

космических аппаратов является гибким, эффективным и удобным «инструментом» для проведения исследований.

Библиографический список

1. Боровенко В.Н. Баллистическое проектирование средств выведения космических аппаратов на орбиты Земли и других планет: задачи и методы решения. – М.: Компания Спутник, 2003. – 200 с.
2. Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. – М.: Наука, 1987. - 440 с.
3. Сморшко И.А. Проектно-баллистический анализ возможности создания многоразового «лунного» взлётно-посадочного космического аппарата // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 5 (90). С. 57-65.
4. Сморшко И.А. Проектно-баллистическое исследование вариантов выведения «лунного» взлётно-посадочного космического аппарата // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 7 (92). С. 72-79.
5. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полёта искусственных спутников Земли. – М.: Наука, 1965. – 540 с.
6. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. – М.: Дрофа, 2004. – 544 с.
7. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. – 407 с.