

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ В СОСТАВЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ ДОВЫВЕДЕНИЕ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

© 2024

А. В. Колесов инженер;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
kolesov19930720@mail.ru

В. В. Салмин доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник института космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
sputnik@ssau.ru

Исследуется задача выбора приближённо-оптимальных параметров электрореактивной двигательной установки в составе космического аппарата, обеспечивающей довыведение на геостационарную орбиту при использовании на начальном этапе выведения ракету-носитель типа «Союз-5». Получено выражение для главного критерия оптимальности – относительной массы полезной нагрузки. Разработан алгоритм решения задачи параметрической оптимизации электрореактивной двигательной установки в составе комбинированной транспортной системы. Решена задача выбора оптимального электрореактивного двигателя при выведении космического аппарата с электрореактивной двигательной установкой на геостационарную орбиту с помощью рассматриваемой ракеты-носителя. Проведён проектно-баллистический расчёт и сравнительный анализ полученных данных.

Комбинированная транспортная система; ракета-носитель; критерий оптимальности; электрореактивная двигательная установка; геостационарная орбита; проектные параметры; задача оптимизации

Цитирование: Колесов А.В., Салмин В.В. Выбор проектных параметров электрореактивной двигательной установки в составе космического аппарата, обеспечивающей довыведение на геостационарную орбиту // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 31-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-31-41

Введение

В настоящее время наблюдается тенденция роста конкуренции на мировом рынке пусковых услуг, что требует снижения издержек на разработку и запуск космических аппаратов (КА), а также повышения их энергетических характеристик без существенного увеличения базовой стоимости. Особенно остро для России стоит вопрос увеличения массы полезной нагрузки (ПН), выводимой на геостационарную орбиту (ГСО). Это обусловлено географическим расположением космодромов нашей страны и космодрома Байконур.

В АО «РКЦ «Прогресс» в настоящее время ведутся работы по проектированию ракеты-носителя (РН) среднего класса повышенной грузоподъемности «Союз-5» (на рис. 1 представлена РН «Союз-5» с ГО 5,2 м [1], далее – РН) с возможностью доставки полезного груза на ГСО массой до 2500 кг при использовании химического разгонного блока (ХРБ) «Фрегат-СБ» (рис. 2 [2]). Разрабатываемая РН предназначена для обеспечения запусков автоматических КА различного назначения (в том числе с использованием ХРБ при перелётах на геопереходную орбиту (ГПО) и ГСО на низкие околоземные орбиты (НОО), а также для набора статистики при летной отработке блока первой ступени РН как аналога ракетных блоков первой и второй ступеней РН сверхтяжелого класса. Изготовление первого летного образца для проведения летных испытаний (ЛИ)

предусмотрено на 2025 год [3]. Для запуска данной РН предполагается использовать модернизированный стартовый комплекс космодрома Байконур.

Основные характеристики РН типа «Союз-5» с головным обтекателем диаметром 4,11 м (в составе ракеты космического назначения (РКН)) приведены в табл. 1.



Рис. 1. РН «Союз-5» с ГО 5,2 м [1]

Таблица 1. Основные характеристики РН «Союз-5» в составе РКН «Союз-5/Фрегат-СБ» [4]

Параметр	Значение
Длина РКН (ГО Ø 4,11 м)	63,706
Максимальный диаметр блоков РН, м	4,1
Стартовая масса РКН, т	≈ 532
Двигатели: - I ступень - II ступень	РД171МВ РД0124МС
Масса ПН (т), - НОО ($i = 51,7^\circ$; $H_{кр} = 200$ км) (с ГО Ø 4,11 м); - ГСО с использованием РБ (с ГО Ø 5,2 м)	17,1 2,5

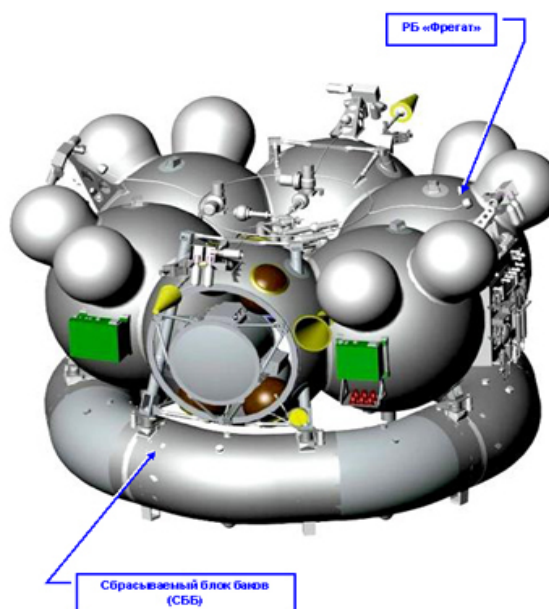


Рис. 2. Внешний облик ХРБ «Фрегат-СБ» [2]

Для увеличения конкурентоспособности и снижению удельной стоимости массы, выводимой на ГСО, возникает необходимость рассмотреть возможные варианты по улучшению энергетических характеристик данной РН.

Одним из вариантов улучшения энергетических характеристик РН является применение комбинированной схемы выведения, подразумевающей использование ХРБ и электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) в составе КА. ЭРДУ может содержать либо один электрореактивный двигатель (ЭРД), либо два и более. Анализ последних космических миссий с применением ЭРДУ показывает их неоспоримое преимущество, но в то же время очевидно и значительное увеличение времени выведения при использовании данного решения. Более продолжительное время выведения связано с малой тягой бортовых электрореактивных двигателей по сравнению с жидкостной двигательной установкой. Вследствие этого продолжительность миссии возрастает. Одна-

ко увеличение массы, выводимой на ГСО, в некоторых миссиях может перевешивать отрицательный эффект от увеличения времени выведения КА. Расчёты показывают, что при использовании ЭРДУ дополнительная масса КА на ГСО может составлять сотни килограмм при сроках выведения до 160...180 суток [5 – 7].

В настоящей статье рассматривается задача выбора оптимальных проектных характеристик ЭРДУ в составе КА, а также решена задача выбора оптимальной ЭРДУ при выведении КА с ЭРДУ на ГСО с помощью РН типа «Союз-5».

Постановка задачи

1. Выражение для главного критерия оптимальности – относительной массы полезной нагрузки

В рассматриваемой работе объектом исследования является комбинированная транспортная система (ХРБ + КА с ЭРДУ) для довыведения до целевой орбиты.

Представим проектную массу комбинированной транспортной системы как сумму её отдельных частей [6 – 8]:

$$M_0 = M_K^{ХРБ} + M_{T_{\Sigma}}^{ХРБ} + M_{\mathcal{E}}^{ЭРДУ} + M_D^{ЭРДУ} + M_{СПХ}^{ЭРДУ} + M_T^{ЭРДУ} + M_K^{ЭРДУ} + M_{ПН}, \quad (1)$$

где M_0 – начальная масса КА; $M_K^{ХРБ}$ – масса конструкции ХРБ (сухая масса); $M_{T_{\Sigma}}^{ХРБ}$ – масса топлива ХРБ; $M_{\mathcal{E}}^{ЭРДУ}$ – масса источника и преобразователя энергии ЭРДУ; $M_D^{ЭРДУ}$ – масса двигательной установки ЭРДУ; $M_{СПХ}^{ЭРДУ}$ – масса системы подачи и хранения рабочего тела ЭРДУ; $M_T^{ЭРДУ}$ – масса рабочего тела ЭРДУ; $M_K^{ЭРДУ}$ – масса корпуса ЭРДУ, прочих элементов и систем ЭРДУ; $M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки.

Масса конструкции ХРБ считается постоянной и равной сухой массе разгонного блока. Масса топлива ХРБ $M_{T_{\Sigma}}^{ХРБ}$ складывается из массы топлива $M_T^{ХРБ}$, предназначенного для выполнения маневра перехода на промежуточную орбиту, и массы топлива для увода отработавшего разгонного блока на орбиту с низким перигеем $M_{T_{увода}}^{ХРБ}$:

$$M_{T_{\Sigma}}^{ХРБ} = M_T^{ХРБ} + M_{T_{увода}}^{ХРБ}.$$

Массы отдельных компонент КА с ЭРДУ зависят от проектных параметров. Обычно применяются следующие зависимости [6 – 8]:

$$\begin{aligned} M_{\mathcal{E}}^{ЭРДУ} &= \alpha_{\mathcal{E}У} N, \\ M_D^{ЭРДУ} &= \gamma_{ДУ} P + \gamma_{ДУупр} P_{УПР}, \\ M_{СПХ}^{ЭРДУ} &= \gamma_{СПХ} M_T^{ЭРДУ}, \\ M_T^{ЭРДУ} &= \frac{P}{c} T_M \\ M_K^{ЭРДУ} &= \gamma'_K P + \gamma''_K N, \end{aligned}$$

где P – тяга маршевых двигателей; $P_{УПР}$ – тяга управляющих двигателей; N – мощность энергоустановки; T_M – моторное время (полное время работы ЭРДУ); c – скорость истечения рабочего тела; $\alpha_{\mathcal{E}У}$, $\gamma_{ДУ}$, $\gamma_{ДУупр}$, $\gamma_{СПХ}$, γ'_K , γ''_K – соответствующие удельные массовые характеристики.

Мощность энергоустановки зависит от тяги двигателей и скорости истечения рабочего тела:

$$N = \frac{Pc}{2} \frac{1 + \chi}{\eta_T \eta_{ПЭ}},$$

где $\chi = \frac{P_{упр}}{P}$ – характеризует относительный расход массы управляющих двигателей;

η_T – тяговый коэффициент полезного действия; $\eta_{ПЭ}$ – КПД преобразователя энергии.

Если из уравнения баланса масс на начальной орбите (1) выразить массу полезной нагрузки $M_{ПН}$ и поделить её на начальную массу аппарата M_0 , получим следующее выражение для главного критерия оптимальности – относительной массы полезной нагрузки:

$$\mu = 1 - \frac{M_K^{XPБ}}{M_0} - \frac{M_T^{XPБ}}{M_0} - \frac{M_{Тывода}^{XPБ}}{M_0} - \frac{\alpha_{ЭВ} P c (1 + \chi)}{2 M_0 \eta_T \eta_{ПЭ}} - \frac{\gamma_{ДВ} P + \gamma_{ДВупр} P_{УПР}}{M_0} - \frac{P T_M (1 + \gamma_{СПХ})}{M_0 c} - \gamma'_K \frac{P}{M_0} - \frac{\gamma_K'' P c (1 + \chi)}{2 M_0 \eta_T \eta_{ПЭ}}. \quad (2)$$

Моторное время перелёта с двигателем малой тяги при заданных граничных условиях зависит от величины тяги ЭРДУ (или начального реактивного ускорения) и от скорости истечения и с учётом (2) рассчитывается по формуле:

$$T_M = \frac{c}{a_0} \left[1 - \exp\left(-\frac{V_{xk}}{c}\right) \right], \quad (3)$$

где V_{xk} – конечная характеристическая скорость перелёта; a_0 – начальное ускорение.

При расчёте суммарной продолжительности перелёта необходимо учитывать также время, затрачиваемое на перелёт по переходному полуэллипсу (на практике оно существенно меньше, чем T_M).

Оптимальная скорость истечения рабочего тела c_{opt} для ЭРД в первом приближении определяется как [6]:

$$c_{opt} \approx \sqrt{\frac{2 T_M \eta_{ПЭ}}{\alpha_{ЭВ}}}.$$

2. Оптимизация проектных параметров электрореактивной двигательной установки в составе КА

Для любого значения продолжительности перелёта T можно получить решение задачи параметрической оптимизации ЭРДУ в составе КТС в соответствии со следующим алгоритмом:

1. На основе расчёта проектно-баллистических характеристик участка перелёта с ЭРДУ (полного моторного времени T_M , начального ускорения a_0 , конечной характеристической скорости V_{xk}) определяется в первом приближении оптимальная скорость истечения рабочего тела:

$$c_{opt} \approx \sqrt{\frac{2 T_M \eta_{ПЭ}}{\alpha_{ЭВ}}}.$$

2. С помощью метода покоординатного спуска подбирается ЭРД (характеристики большинства ЭРД отечественного производства представлены в открытом доступе), удовлетворяющий условию $c \geq c_{opt}$ [9].

3. Определяется необходимое количество n работающих двигателей данной марки: $n = E \left(\frac{a_0 m_{ПП}}{P_i} \right) + 1$, где $m_{ПП}$ – масса аппарата на промежуточной орбите; P_i – тяга одного ЭРД, E – оператор целого числа.

Общее количество двигателей определяется с учётом коэффициента резервирования: $n_{общ} = k_{рез} n$. В расчётах коэффициент резервирования $k_{рез}$ принимался равным 1,5.

4. Проводится приближённая оценка моторного времени T_M^* в случае использования данной ЭРДУ: $T_M^* = \frac{c}{a_0} \left[1 - \exp \left(-\frac{V_{xk}}{c} \right) \right]$.

5. Производится оценка моторного времени, полученного в п. 4 и расчётного времени T_M : $T_M \leq T_M^*$. Если условие выполняется, то принимается решение об использовании ЭРД данной марки и в соответствии с его характеристиками производится расчёт потребной мощности, площади солнечных батарей и других параметров КА с ЭРДУ. Если же условие не выполняется, то осуществляется переход к п. 2 и выбирается другой ЭРД.

При использовании предлагаемого алгоритма необходимо учитывать, что количество используемых ЭРД ограничено также мощностью, вырабатываемой солнечными батареями (СБ) КА, ввиду ограничений по их площади. В настоящее время отечественные производители телекоммуникационных спутников (например, АО «ИСС» имени М.Ф. Решетнёва) используют в составе своих КА, выводимых на ГСО, энергоустановки мощностью до 20 кВт. Такое ограничение связано, в том числе, с мощностью, вырабатываемой солнечными батареями, которая зависит от их площади (в настоящее время используются в основном СБ площадью до 112 м²) [10]. В связи с этим формируется ограничение по максимальному количеству электрореактивных двигателей в составе ЭРДУ.

С помощью предлагаемого алгоритма были подобраны приближенно-оптимальные параметры ЭРДУ (два двигателя СПД-140 [9; 11] с учётом коэффициента резервирования) в составе КА при использовании на начальном этапе выведения РН типа «Союз-5» и ХРБ «Фрегат-СБ». Использование большего количества двигателей влечёт за собой увеличение площади солнечных панелей и количества аккумуляторных батарей, а ввиду того, что эти составные части будут в составе КА весь срок активного существования, это является нерациональным. Использование же меньшего количества двигателей приводит к значительному увеличению времени перелёта.

3. Расчёт проектно-баллистических параметров выведения КА с ЭРДУ на ГСО с помощью РН типа «Союз-5» и ХРБ «Фрегат-СБ» и проведение сравнительного анализа

При расчёте проектно-баллистических параметров в настоящей работе, были рассмотрены несколько вариантов промежуточных орбит, параметры которых были выбраны исходя из следующего:

1. Приближенно-оптимальной промежуточной орбитой (геопереходной орбитой) при выведении КА с ЭРДУ на ГСО является высокоэллиптическая орбита. Данный выбор обусловлен тем, что довыведение КА на ГСО с помощью реактивного двигателя малой тяги (к которым, в частности, относится ЭРД) характеризуется большой дли-

тельностью, обусловленной малым секундным расходом рабочего тела в двигателе. При этом в соответствии с законами баллистики максимальная эффективность изменения большой полуоси переходной орбиты достигается в точке апогея этой орбиты и она минимальна в точке пересечения орбиты с её малой полуосью. Таким образом, для сокращения времени довыведения КА на ГСО необходимо максимизировать время нахождения КА в околоапогейной зоне переходной орбиты. Это можно осуществить уменьшением скорости прохождения аппаратом апогея орбиты.

2. В соответствии со вторым законом Кеплера уменьшения скорости в апогее орбиты можно добиться, увеличив эксцентриситет переходной орбиты или, другими словами, увеличив высоту апогея при неизменной высоте перигея. Так, при высоте перигея стандартной геопереходной орбиты 200 км скорость КА в апогее с высотой 36 000 км будет равна 1,589 км/с, в апогее с высотой 60 000 км скорость составит 1,040 км/с, а в апогее с высотой 120 000 км скорость будет равна 0,558 км/с [12].

3. Необходимые затраты характеристической скорости на изменение наклона орбиты прямо пропорциональны скорости в узловых точках переходной орбиты. Следовательно, для минимизации затрат массы рабочего тела на изменение наклона орбиты необходимо, чтобы в одном из узлов переходной орбиты находился апогей. Также выбор таких параметров переходной орбиты позволяет минимизировать время нахождения КА в радиационных поясах (особо опасной радиационной зоной для КА является зона от 2 000 до 14 000 км).

В работе [13] сформулирована задача об оптимальном изменении большой полуоси, эксцентриситета и наклона, минимизирующем невязки по этим элементам, а также найден локально-оптимальный закон управления, обеспечивающий совместное изменение этих параметров.

Решение задачи оптимального управления элементами орбиты в строгой постановке, вытекающей из формализма Лагранжа – Понтрягина, связано с большими вычислительными трудностями. Кроме того, на первый план выходит проблема сходимости и устойчивости алгоритма решения краевой задачи и единственности решения. Поэтому исходная задача расширялась до задачи локальной оптимизации [13].

В общем случае синтез локально-оптимальных управлений не гарантирует абсолютного оптимума в исходной постановке задачи, однако существует класс задач, содержащих малый параметр (в частности, реактивное ускорение, создаваемое ЭРДУ), в которых локально-оптимальные управления тем ближе к оптимальным, чем меньше малый параметр, т.е. чем слабее корректирующее управление.

Поэтому в работе [13] предлагается найти локально-оптимальный закон управления, обеспечивающий совместное изменение большой полуоси, эксцентриситета и наклона орбиты. Вводится требование монотонного изменения большой полуоси, эксцентриситета и наклона орбиты, поэтому поставленная задача отыскания законов управления ориентацией вектора тяги КА с ЭРДУ может быть сведена к задаче выбора локально-оптимального закона с последующей проверкой условия монотонности функционала.

С учётом того, что на конечные значения долготы восходящего узла, аргумента перигея и аргумента широты не накладываются жёсткие ограничения, то поставленная задача значительно упрощается.

В табл. 2 – 4 представлены основные результаты расчётов проектно-баллистических параметров при использовании одного и двух ЭРД СПД-140 при разных параметрах промежуточной орбиты, полученные с использованием предлагаемого алгоритма, описанного в п. 2.

Таблица 2. Основные результаты расчётов проектно-баллистических параметров при наклонении промежуточной орбиты $i = 0^\circ$

Параметры промежуточной орбиты	$H = 200 \times 36000$ км $i = 0^\circ$	$H = 200 \times 60000$ км $i = 0^\circ$	$H = 200 \times 80000$ км $i = 0^\circ$	$H = 200 \times 120000$ км $i = 0^\circ$	$H = 200 \times 120000$ км $i = 0^\circ$
Масса ПН на промежуточной орбите, кг	3159	3389	3525	3720	3720
Количество двигателей ЭРДУ	2				1
Тяга ЭРДУ, мН	580				290
Уд. импульс, с	1770				
Мощность потребления, кВт	9				4,5
Площадь СБ, м ²	29				15
Время перелёта, сут.	128,8	128	134,2	156,4	312
Масса ПН на ГСО, кг	2783	3015	3133	3263	3265

Таблица 3. Основные результаты расчётов проектно-баллистических параметров при наклонении промежуточной орбиты $i = 26^\circ$

Параметры промежуточной орбиты	$H = 200 \times 36000$ км $i = 26^\circ$	$H = 200 \times 60000$ км $i = 26^\circ$	$H = 200 \times 80000$ км $i = 26^\circ$	$H = 200 \times 120000$ км $i = 26^\circ$	$H = 200 \times 120000$ км $i = 26^\circ$
Масса ПН на промежуточной орбите, кг	4634	4602	4610	4643	4643
Количество двигателей ЭРДУ	2				1
Тяга ЭРДУ, мН	580				290
Уд. импульс, с	1770				
Мощность потребления, кВт	9				4,5
Площадь СБ, м ²	29				15
Время перелёта, сут.	225,8	201,7	201,5	206,8	415,1
Масса ПН на ГСО, кг	3975	4013	4022	4039	4041

Таблица 4. Основные результаты расчётов проектно-баллистических параметров при наклонении промежуточной орбиты $i = 51,7^\circ$

Параметры промежуточной орбиты	$H = 200 \times 36000$ км $i = 51,7^\circ$	$H = 200 \times 60000$ км $i = 51,7^\circ$	$H = 200 \times 80000$ км $i = 51,7^\circ$	$H = 200 \times 120000$ км $i = 51,7^\circ$	$H = 200 \times 120000$ км $i = 51,7^\circ$
Масса ПН на промежуточной орбите, кг	6969	6377	6134	5881	5881
Количество двигателей ЭРДУ	2				1
Тяга ЭРДУ, мН	580				290
Уд. импульс, с	1770				
Мощность потребления, кВт	9				4,5
Площадь СБ, м ²	29				15
Время перелёта, сут.	425,9	344,7	324,3	296,1	582,2
Масса ПН на ГСО, кг	5726	5371	5187	5017	5019

После анализа результатов, представленных в табл. 2 – 4, можно сделать следующие выводы.

1. Увеличение апогея промежуточной орбиты позволяет снизить затраты рабочего тела на этап довыведения с помощью ЭРДУ, тем самым увеличив массу ПН (за исключением вариантов, приведённых в табл. 4, так как в данном случае для изменения наклонения использовалась только ЭРДУ, работающая на всем этапе довыведения).

2. Использование ХРБ для изменения наклонения приводит к существенному снижению времени выведения, но снижает массу выводимой ПН (изменение наклонения промежуточной орбиты достигается за счёт использования ХРБ на первом участке выведения).

3. Использование двух ЭРД вместо одного снижает время выведения примерно в 2 раза.

Исходя из вышесказанного, а также из допустимого срока выведения в 160 суток, можно сделать вывод, что в данном случае оптимальным вариантом выведения будет использование двух ЭРД и промежуточной орбиты с параметрами $H = 200 \times 120000$ км, $i = 0^\circ$.

Заключение

В данной работе получено выражение для выбранного критерия оптимальности – относительной массы полезной нагрузки. Приведён алгоритм решения задачи параметрической оптимизации и решена задача выбора оптимального ЭРДУ в зависимости от заданных ограничений. Проведён расчёт проектно-баллистических параметров выведения КА с ЭРДУ на ГСО с помощью РН типа «Союз-5» и ХРБ «Фрегат-СБ». Сравнительный анализ полученных результатов позволяет сделать вывод о целесообразности использования в качестве промежуточных высокоэллиптические орбиты с нулевым наклонением (при довыведении КА на ГСО с помощью ЭРДУ), позволяющие увеличить массу ПН более чем на 700 кг при допустимом сроке выведения (менее 160 суток при использовании двух ЭРД СПД-140).

Библиографический список

1. Создание ракеты среднего класса «Союз-5». <https://vlad-1917.livejournal.com/59171.html>
2. Разгонный блок «Фрегат». <https://www.roscosmos.ru/451/>
3. Ракету «Союз-5» впервые запустят в 2025 году. <https://lenta.ru/news/2023/08/18/soyuz5/>
4. Ракета-носитель «Союз-5». <https://www.samspace.ru/about/programs/69/12018/>
5. Булынин Ю.Л., Доставалов А.В., Кульков А.Н. Использование ЭРДУ спутников АО «ИСС» для довыведения на геостационарную орбиту // Сб. тезисов докладов XXV международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (4-11 июля 2021 г., Евпатория, Крым, Россия). М.: МАИ, 2021. С. 141-143.
6. Салмин В.В. Оптимизация космических перелётов с малой тягой: проблемы совместного управления траекторным и угловым движением. М.: Машиностроение, 1987. 208 с.
7. Петрухина К.В., Салмин В.В. Оптимизация баллистических схем перелётов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги // Известия Самарского научного центра РАН. 2010. Т. 12, № 4. С. 186-201.
8. Малышев Г.В., Кульков В.М., Егоров Ю.Г. Применение электроракетных двигателей для выведения, коррекции орбиты и поддержания группировок спутниковых систем // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2006. № 7. С. 82-88.
9. Гусев Ю.Г., Пильников А.В. Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе // Труды МАИ. 2012. № 60. <https://trudymai.ru/published.php?ID=35385>
10. Новые спутники получают рекордные «солнечные крылья». <https://iz.ru/668563/dmitrii-strugovetc/novye-sputniki-poluchat-rekordnyie-solnechnye-krylia>
11. Ким В.П. Стационарные плазменные двигатели в России: проблемы и перспективы // Труды МАИ. 2012. № 60. <https://trudymai.ru/published.php?ID=35374>
12. Яковлев А.В., Внуков А.А., Баландина Т.Н. Довыведение космических аппаратов на геостационарную орбиту с помощью электрореактивных двигателей // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 2 (50). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-2-1466
13. Салмин В.В., Петрухина К.В., Кветкин А.А. Расчёт приближённо-оптимальных перелётов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // Космическая техника и технологии. 2019. № 4 (27). С. 94-108. DOI: 10.33950/spacetechn-2308-7625-2019-4-94-108

SELECTION OF DESIGN PARAMETERS OF A SPACECRAFT ELECTRIC PROPULSION ENGINE ENSURING THE GEOSTATIONARY ORBIT RAISING MISSION

© 2024

A. V. Kolesov Engineer;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kolesov19930720@mail.ru

V. V. Salmin Doctor of Science (Engineering), Professor, Chief Researcher
at the Institute of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
sputnik@ssau.ru

The problem of selecting suboptimal parameters of an electric propulsion system as part of a spacecraft, ensuring a geostationary orbit raising mission using a Soyuz-5 launch vehicle at the initial launch stage, is investigated. An expression is obtained for the main optimality criterion – the payload relative mass. An algorithm is obtained for solving the problem of parametric optimization of an electric propulsion system as part of a hybrid transportation system. The task of selecting the optimal electric propulsion engine for launching a spacecraft with an electric propulsion system to a geostationary orbit using the launch vehicle under consideration is solved. A design ballistic calculation and a comparative analysis of the obtained data are performed.

Hybrid transportation system; launch vehicle; optimality criterion; electric propulsion system; geostationary orbit; design parameters; optimization task

Citation: Kolesov A.V., Salmin V.V. Selection of design parameters of a spacecraft electric propulsion engine ensuring the geostationary orbit raising mission. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 31-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-31-41

References

1. *Sozdanie rakety srednego klassa «Soyuz-5»* [Development of the Soyuz-5 medium-class rocket]. Available at: <https://vlad-1917.livejournal.com/59171.html>
2. *Razgonnyy blok «Fregat»* [Fregat upper stage]. Available at: <https://www.roscosmos.ru/451/>
3. *Raketu «Soyuz-5» v pervye zapustyat v 2025 godu* [The Soyuz-5 rocket will be launched for the first time in 2025]. Available at: <https://lenta.ru/news/2023/08/18/soyuz5/>
4. *Raketa-nositel' «Soyuz-5»* [Soyuz-5 launch vehicle]. <https://www.samspace.ru/about/programs/69/12018/>
5. Bulinin U.L., Dostavalov A.V., Kulkov A.N. Using JSC ISS satellite electric propulsion during transfer phase from intermediate to geostationary orbit. *Sb. Tezisev Dokladov XXV Mezhdunarodnoy Nauchnoy Konferentsii «Sistemnyy Analiz, Upravlenie i Navigatsiya» (July, 4-11, 2021, Yevpatoria, Crimea, Russian Federation)*. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2021. P. 141-143. (In Russ.)
6. Salmin V.V. *Optimizatsiya kosmicheskikh pereletov s maloy tyagoy: problemy sovместnogo upravleniya traektornym i uglovym dvizheniem* [Optimization of low-thrust space flights: problems of joint control of trajectory and angular motion]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 208 p.
7. Petrukhina K.V., Salmin V.V. Optimization of flights ballistic schemes between non-coplanar orbits by means of the combination of high and low thrust engines. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2010. V. 12, no. 4. P. 186-201. (In Russ.)
8. Malyshev G.V., Kulkov V.M., Egorov Yu.G. Application of electric rocket engines for insertion, orbit correction, and maintenance of satellite system groups. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2006. No. 7. P. 82-88. (In Russ.)
9. Gusev Y.G., Pil'nikov A.V. The Electric propulsion role and place within the Russian space program. *Trudy MAI*. 2012. No. 60. Available at: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35385&eng=Y>
10. *Novye sputniki poluchat rekordnye «solnechnye kryl'ya»* [New satellites will receive unprecedented «solar wings»]. Available at: <https://iz.ru/668563/dmitrii-strugovets/novye-sputniki-poluchat-rekordnye-solnechnye-krylia>
11. Kim V.P. Stationary plasma thrusters in Russia: problems and perspectives. *Trudy MAI*. 2012. No. 60. (In Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35422>
12. Yakovlev A.V., Vnukov A.A., Balandina T.N. Final ascent to the geostationary orbit with the electric propulsion engine. *Engineering Journal: Science and Innovations*. 2016. No. 2 (50). (In Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-2-1466

13. Salmin V.V., Petrukhina K.V., Kvetkin A.A. Calculation of suboptimal high-elliptical orbit to geostationary orbit transfers for spacecraft with low thrusters. *Space Engineering and Technology*. 2019. No. 4 (27). P. 94-108. (In Russ.). DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2019-4-94-108