

УДК 629.78

А.А. БЕЛИК, Ю.Г. ЕГОРОВ, В.М. КУЛЬКОВ, В.А. ОБУХОВ, Г.А. ПОПОВ

Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики, Москва, Россия

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА С КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ ДОСТАВКИ ПОЛЕЗНЫХ ГРУЗОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

Исследовались подходы к оптимизации проектных параметров межорбитального космического буксира, использующего химическую двигательную установку в сочетании с электроракетной двигательной установкой для доставки полезных грузов с низкой начальной орбиты на геостационарную орбиту. Приведены результаты проектно-баллистического анализа выведения КА с использованием разгонного блока с двигателем большой тяги (химическая двигательная установка) и малой тяги (электроракетная двигательная установка). Показано, что двухступенчатый космический буксир позволяет выводить на ГСО полезный груз с массой в 1,5 – 2,5 раза большей, чем одноступенчатый буксир с химическим двигателем.

Ключевые слова: *Межорбитальный космический буксир, химическая двигательная установка, электроракетная двигательная установка, выведение на геостационарную орбиту, оптимизация проектных параметров.*

Введение

Одним из направлений повышения эффективности транспортных операций выведения КА на высокоэнергетические орбиты, вплоть до геостационарной орбиты (ГСО), является использование электроракетных двигателей (ЭРД), которые позволяют увеличить массу полезной нагрузки (ПН) за счет высокого удельного импульса. Существенно ограничивает применение такого рода двигателей значительная продолжительность выведения ПН на рабочую орбиту. Совместное использование как традиционных химических ракетных двигателей, так и электроракетных двигателей позволяет решить задачу выведения на ГСО за приемлемое время.

Выведение полезной нагрузки с низкой околоземной орбиты, которую обеспечивает носитель, на ГСО производится с помощью межорбитального космического буксира (МКБ). Космический буксир представляет собой двухступенчатую систему: разгонный блок с химическим двигателем и электроракетный транспортный модуль (ЭРТМ) с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ).

Разгонный блок формируется на базе двигателя с тягой 4,5 кН и удельным импульсом тяги 3164 Нс/кг (АКБ-1) или двигателя с тягой 112 кН и удельным импульсом тяги 2914 Нс/кг (АКБ-2) [1, 2]. Вопрос повышения эффективности применения двухступенчатой комбинированной двигательной

установки исследовался в работе [3]. Оптимизация проектных параметров межорбитального космического буксира основывается на проектно-баллистическом анализе альтернативных вариантов разгонных блоков большой тяги на базе двигательных установок АКБ в сочетании со ступенью малой тяги с ЭРД.

1. Проектно-баллистический анализ выведения КА на ГСО с помощью комбинированной двигательной установки

Рассматривается схема перелета на ГСО с высокоэллиптической промежуточной орбиты [4]. Параметры промежуточной орбиты определяются энергомассовыми характеристиками разгонного блока. На промежуточной орбите происходит отделение разгонного блока и включение маршевой ЭРДУ по заданной программе полета. Траектория движения с ЭРДУ – многовитковая трехмерная спираль с медленно изменяющимися параметрами орбиты.

Соотношение характеристических скоростей этапов полета с большой V_x^{6T} и малой тягой V_x^{MT} на ГСО представлено на рис. 1 в виде функции высоты апоцентра промежуточной орбиты H_a при наклоне орбиты $i = 63^\circ$ и высоте перицентра орбиты $H_p = 300$ км. Зависимость $V_x^{6T}(H_a)$ характеризует энергозатраты для импульсного перехода на высоко-

коэллиптическую орбиту с высотой апоцентра H_a . Зависимость $V_x^{MT}(H_a)$, отражающая энергозатраты на изменение параметров орбиты (высоты апоцен-

тра H_a , высоты перицентра H_p и наклоения i), получена аппроксимацией результатов, приведенных в работе [4].

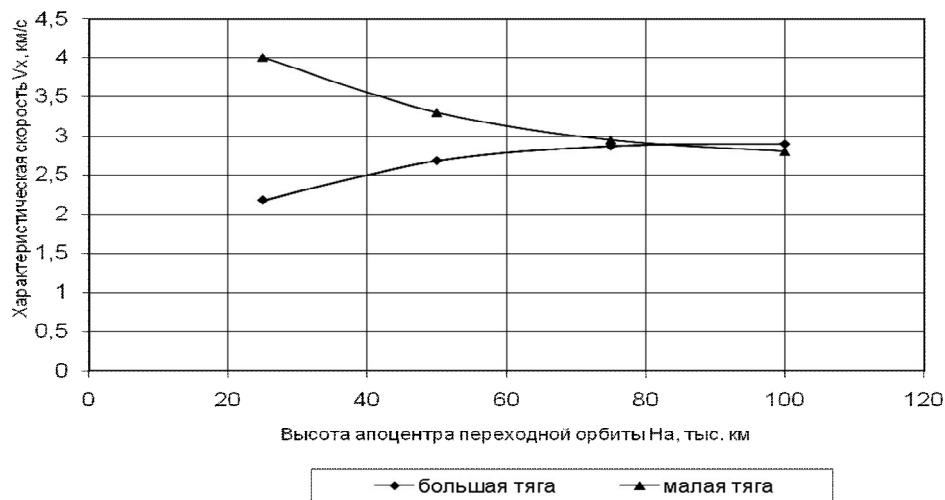


Рис. 1. Характеристическая скорость перелета на ГСО

Относительная масса полезной нагрузки для этапа большой тяги ($\mu_{пн}^{бт} = m_{пн}^1 / m_{01}$, где $m_{пн}^1$ – масса полезной нагрузки первой ступени космического буксира, m_{01} – стартовая масса МКБ на этапе большой тяги) составляет:

$$\mu_{пн}^{бт} = 1 - f_0 \gamma_{дв} - (1 + a_{то}) \left(1 - \exp \left(- \frac{V_x^{бт}}{J_{уд}^{бт}} \right) \right) - \mu_{пр}, \quad (1)$$

где f_0 – реактивное ускорение на этапе большой тяги;

$\gamma_{дв}$ – удельная масса двигательной установки (ДУ) ($\gamma_{дв} = m_{дв} / R$, где $m_{дв}$ – масса ДУ, R – тяга ДУ);

$a_{то}$ – относительная масса топливного отсека ($a_{то} = m_{то} / m_T$, где $m_{то}$ – масса топливного отсека, m_T – масса топлива);

$V_x^{бт}$ – характеристическая скорость для этапа большой тяги;

$J_{уд}^{бт}$ – удельный импульс для этапа большой тяги;

$\mu_{пр}$ – относительная масса прочих систем ($\mu_{пр} = m_{пр} / m_{01}$, где $m_{пр}$ – масса прочих систем, m_{01} – стартовая масса КА на этапе большой тяги).

Относительная масса полезной нагрузки для этапа малой тяги ($\mu_{пн}^{мт} = m_{пн}^2 / m_{02}$, где $m_{пн}^2$ – масса полезной нагрузки второй ступени космического буксира, m_{02} – стартовая масса КА на этапе малой тяги) составляет:

$$\mu_{пн}^{мт} = 1 - n_3 \gamma_3 - (1 + a_6) \left(1 - \exp \left(- \frac{V_x^{мт}}{J_{уд}^{мт}} \right) \right) - \mu_{пр}, \quad (2)$$

где n_3 – энерговооруженность МКБ ($n_3 = N / m_{02}$, где N – мощность энергодвигательной установки (ЭДУ), m_{02} – стартовая масса КА на этапе малой тяги);

γ_3 – удельная масса энергодвигательной установки ($\gamma_3 = m_{эдв} / N$, где $m_{эдв}$ – масса ЭДУ, N – мощность ЭДУ);

a_6 – относительная масса системы хранения и питания (СХП), включая массу бака рабочего тела ($a_6 = m_6 / m_{рт}$, где m_6 – масса СХП, $m_{рт}$ – масса рабочего тела);

$V_x^{мт}$ – характеристическая скорость перелета в режиме малой тяги;

$J_{уд}^{мт}$ – удельный импульс для этапа малой тяги;

$\mu_{пр}$ – относительная масса прочих систем ($\mu_{пр} = m_{пр} / m_{02}$, где $m_{пр}$ – масса прочих систем, m_{02} – стартовая масса на этапе малой тяги).

Реактивное ускорение $f_0^{мт}$ и энерговооруженность n_3 МКБ на этапе малой тяги связаны со временем перелета на ГСО t_n :

$$f_0^{мт} = \frac{J_{уд}^{мт}}{t_n} \left(1 - \exp \left(- \frac{V_x^{мт}}{J_{уд}^{мт}} \right) \right); \quad n_3 = \frac{f_0^{мт} J_{уд}^{мт}}{2 \eta_3}, \quad (3)$$

где η_3 – тяговый к.п.д. ЭРД.

Исходя из условия максимума полезной нагрузки (2) с учетом выражений (3), находится оптимальное значение удельного импульса:

$$J_{уд}^{мт} = \sqrt{\frac{2 \eta_3 (1 + a_6) t_n}{\gamma_3}}. \quad (4)$$

Относительная масса полезного груза космического буксира:

$$\mu_{\text{пн}} = \mu_{\text{пн}}^{\text{бт}} \cdot \mu_{\text{пн}}^{\text{мт}} \quad (5)$$

2. Проектно-конструкторские решения межорбитального космического буксира

Результаты проектно-баллистических исследований эффективности межорбитального космического буксира с комбинированной двигательной установкой позволяют оценить проектные параметры МКБ.

Удельные характеристики первой ступени приведены в табл. 1.

Таблица 1

Удельные характеристики первой ступени МКБ

Вариант разгонного блока	АКБ-1	АКБ-2
Удельный импульс $J_{\text{уд}}^{\text{бт}}$, Нс/кг (удельная тяга, с)	2914 (297)	3164 (322)
Реактивное ускорение f_0 , м/с ²	31,1	1,25
Удельная масса двигательной установки $\gamma_{\text{дв}}$, кг/Н	10^{-3}	0,03
Относительная масса топливного отсека $a_{\text{то}}$	0,1	0,07
Относительная масса прочих систем $\mu_{\text{пр}}$	0,08	0,08

Удельные характеристики второй ступени приведены в табл. 2.

Таблица 2

Удельные характеристики второй ступени МКБ

Характеристика	Значение
Удельная масса энергодвигательной установки γ_3 , кг/Вт	0,025
Энерговооруженность КА n_3 , Вт/кг	7,5
Относительная масса системы хранения и питания a_6	0,15
Тяговый к.п.д. ЭРД, %	55 – 65
Относительная масса прочих систем $\mu_{\text{пр}}$	0,2

Зависимость энергомассовых характеристик МКБ от высоты апоцентра промежуточной орбиты H_a для оптимальных значений удельного импульса $J_{\text{уд}}^{\text{мт}}$ и тяги ЭРД R показана в табл. 3 (в числителе значения для варианта 1, в знаменателе – для варианта 2).

Основные характеристики космического буксира для высоты апоцентра промежуточной орбиты $H_a = 35, 50$ и 90 тыс. км (при соответствующих значениях тяги $R = 0,27, 0,30$ и $0,34$ Н и удельного импульса ЭРД $J_{\text{уд}}^{\text{мт}} = 25, 22,4$ и $19,4$ кН/с) приведены в табл. 4 – 6, соответственно.

Таблица 3

Характеристики выведения КА на ГСО

Высота апогея промежуточной орбиты, тыс. км	90	50	35
Удельный импульс тяги ЭРД, кНс/кг (удельная тяга, с)	19,4 (1977)	22,4 (2283)	25 (2548)
Тяга ЭРД, Н	0,34	0,30	0,27
Характеристическая скорость перелета с малой тягой, км/с	2,80	3,35	3,77
Характеристическая скорость перелета с большой тягой, км/с	2,84/2,99	2,61/2,73	2,41/2,51
Относительная масса полезной нагрузки первой ступени	0,21/0,25	0,24/0,28	0,27/0,31
Относительная масса полезной нагрузки второй ступени	0,4/0,44	0,44/0,49	0,48/0,53
Относительная масса полезной нагрузки (на ГСО)	0,08/0,11	0,11/0,14	0,13/0,16

Таблица 4

Проектные параметры МКБ ($H_a = 35$ тыс. км)

Вариант разгонного блока большой тяги	АКБ-1	АКБ-2
Время активного участка перелета с ЭРДУ, сут.	146	162
Стартовая масса МКБ, кг	3600	3600
Конечная масса МКБ на промежуточной орбите, кг	1582	1678
Масса топлива, кг	2018	1922
Стартовая масса МКБ на промежуточной орбите, кг	987	1093
Запас рабочего тела ЭРДУ, кг	136	151
Масса КА на ГСО, кг	851	942
Масса ПН на ГСО, кг	481	572

Таблица 5

Проектные параметры МКБ ($H_a = 50$ тыс. км)

Вариант разгонного блока большой тяги	АКБ-1	АКБ-2
Время активного участка перелета с ЭРДУ, сут.	105	117
Стартовая масса МКБ, кг	3600	3600
Конечная масса МКБ на промежуточной орбите, кг	1471	1579
Масса топлива, кг	2129	2021
Стартовая масса МКБ на промежуточной орбите, кг	886	994
Запас рабочего тела ЭРДУ, кг	121	135
Масса КА на ГСО, кг	765	859
Масса ПН на ГСО, кг	395	489

Таблица 6

Проектные параметры МКБ ($H_a = 90$ тыс. км)

Вариант разгонного блока большой тяги	АКБ-1	АКБ-2
Время активного участка перелета с ЭРДУ, суг.	70	79
Стартовая масса МКБ, кг	3600	3600
Конечная масса МКБ на промежуточной орбите, кг	1357	1466
Масса топлива, кг	2243	2134
Стартовая масса МКБ на промежуточной орбите, кг	772	881
Запас рабочего тела ЭРДУ, кг	105	119
Масса КА на ГСО, кг	667	762
Масса ПН на ГСО, кг	297	392

Схема размещения межорбитального космического буксира с комбинированной двигательной установкой в составе головной части представлена на рис. 2. Межорбитальный космический буксир состоит из отделяемого разгонного блока, включающего химическую двигательную установку 1 с топливным отсеком 2 и электроракетного транспортного модуля, включающего маршевую ЭРДУ 3 и служебную платформу 5 с системой электропитания, в состав которой входит солнечная батарея 4. Космический буксир с полезным грузом 6 размещается под головным обтекателем 7 с газодинамическим экраном 8.

Заключение

Сформирована проектная математическая модель исследования характеристик выведения КА на ГСО с помощью двухступенчатого космического буксира с химической двигательной установкой в качестве первой ступени и двигательной установкой малой тяги с ЭРД – на второй ступени. Проектно-баллистический анализ показал эффективность применения комбинированной двигательной установки для доставки ПН на ГСО.

Целесообразность применения в составе ЭРТМ электроракетной двигательной установки определяется значительным увеличением массы ПН, выводимой на рабочую орбиту. По сравнению с одноступенчатым разгонным блоком большой тяги, двухступенчатый космический буксир позволяет выводить на ГСО в 1,5 – 2,5 раза большую массу полезного груза. Это соответствует результатам, приведенным в работе [5]. С увеличением тяги ЭРД (и соответствующим уменьшением удельного импульса), время выведения уменьшается, но при этом снижается масса ПН. Так, при росте тяге в диапазоне 0,27...0,34 Н удельный импульс соответственно

снижается в диапазоне 25,0...19,4 кНс/кг. При этом время выведения снижается примерно вдвое, а масса ПН уменьшается на ~ 35%.

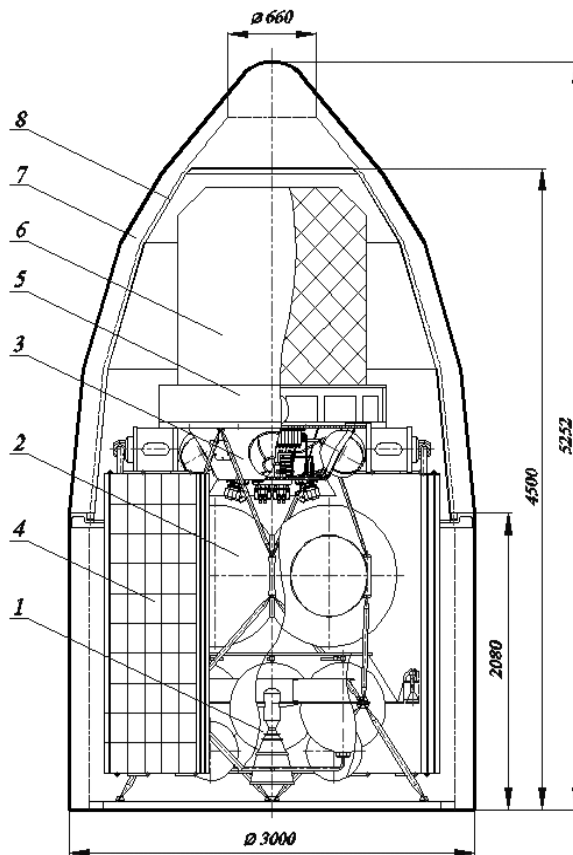


Рис. 2. Межорбитальный космический буксир под головным обтекателем:

- 1 – химическая двигательная установка большой тяги; 2 – топливный отсек; 3 – маршевый ЭРД;
- 4 – солнечная батарея; 5 – служебная платформа;
- 6 – полезный груз; 7 – головной обтекатель;
- 8 – газодинамический экран

Литература

1. Афанасьев И. Пятый пуск «Днепра» / И. Афанасьев // *Новости космонавтики*. – 2005. – № 10. – С. 13-15.
2. Дибривный А.В. Результаты отработки системы обеспечения синхронизации выработки топлива из баков двигательной установки ДУ-802 космического буксира / А.В. Дибривный // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 10 (57). – С. 88-92.
3. Космическая транспортная система на основе комбинированной двигательной установки для доставки полезных грузов на ГСО при использовании ракет-носителя «Днепр» / А.А. Белик, Ю.Г. Егоров, В.М. Кульков, В.А. Обухов, Г.А. Попов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 10 (57). – С. 40-44.

4. Петухов В.Г. Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами / В.Г. Петухов // *Космические исследования*. – 2004. – Т. 42, № 3. – С. 260-279.

5. Константинов М.С. Применение СПД при

выведении спутников на геостационарную орбиту с использованием ракет-носителей легкого класса / М.С. Константинов, В.Г. Петухов, Г.А. Попов // *Вестник двигателестроения*. – 2003. – № 2. – С. 124-128.

Поступила в редакцию 22.05.2009

Рецензент: канд. техн. наук, с.н.с. В.Г. Петухов, Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики «НИИ ПМЭ», Москва, Россия.

ОПТИМІЗАЦІЯ ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ МІЖОРБІТАЛЬНОГО КОСМІЧНОГО БУКСИРУ З КОМБІНОВАНОЮ РУХОВОЮ УСТАНОВКОЮ

О.О. Белік, Ю.Г. Єгоров, В.М. Кульков, В.О. Обухов, Г.О. Попов

Досліджувались підходи до оптимізації проектних параметрів міжорбітального космічного буксиру, який використовує хімічну рухову установку в сполученні з електроракетною руховою установкою для доставки корисних вантажів від низької орбіти на геостационарну орбіту. Приведено результати проектно-балістичного аналізу виведення КА з використанням розгінного блока з двигуном великої тяги (хімічна рухова установка) та малої тяги (електроракетна рухова установка). Виявлено, що двохступеневий космічний буксир дозволяє виводити на ГСО корисний вантаж з масою в 1,5 – 2,5 рази більшої, ніж одноступеневий буксир з хімічним двигуном.

Ключові слова: міжорбітальний космічний буксир, хімічна рухова установка, електроракетна рухова установка, виведення на геостационарну орбіту, оптимізація проектних параметрів.

OPTIMIZATION OF DESIGN PARAMETERS FOR AN INTERORBITAL SPACE TUG WITH COMBINED PROPULSION SYSTEM DESIGNED FOR PAYLOAD DELIVERY TO GEO

A.A. Belik, Yu.G. Yegorov, V.M. Kulkov, V.A. Obukhov, G.A. Popov

Different approaches were studied for optimizing design parameters of an interorbital space tug equipped with chemical engine system combined with electric propulsion system for the payload delivery from low initial orbit to the geostationary orbit. Results of design review and ballistic analysis for the SC launch by a booster powered by high thrust engines (chemical engine system) combined with low thrust engine (electric propulsion system) are presented. It is shown that a two-stage space tug allows a payload with the mass 1,5 – 2,5 times higher than in the case of a single-stage tug with chemical engine system to be inserted into GEO.

Key words: interorbital space tug, chemical propulsion system, electric propulsion system, insertion into geostationary orbit, optimization of design parameters.

Белик Александр Александрович – канд. техн. наук, начальник сектора Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Егоров Юрий Григорьевич – ведущий конструктор Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Кульков Владимир Михайлович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, начальник отдела Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Обухов Владимир Алексеевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, заместитель директора Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Попов Гарри Алексеевич – доктор техн. наук, академик РАН, профессор, директор Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.