

УДК 629.78

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

*НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Россия***ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ДОСТАВКИ ПОЛЕЗНЫХ ГРУЗОВ НА ГСО**

Исследовались проектные аспекты разработки транспортного модуля, включающего химическую маршевую двигательную установку и электроракетную двигательную установку для доставки полезных грузов с низкой околоземной орбиты на геостационарную орбиту. Приведены результаты проектно-баллистического анализа выведения КА с использованием комбинированной двигательной установки в сочетании с ракетой-носителем воздушного старта. Показано, что такая транспортная система позволяет выводить на ГСО полезный груз с массой в 1,5 – 2,5 раза большей, чем при использовании только химических двигателей.

Ключевые слова: ракета-носитель воздушного старта, транспортный модуль, химическая двигательная установка, электроракетная двигательная установка, выведение на геостационарную орбиту.

Введение

Одним из направлений повышения эффективности транспортных операций выведения КА на высокоэнергетические орбиты, вплоть до геостационарной орбиты (ГСО), является использование воздушного старта. Ведущими предприятиями авиационно-космического комплекса России и Украины по заказу корпорации “Воздушный старт” проводится разработка уникального авиационного ракетного комплекса космического назначения (АРК КН) [1].

Двухступенчатая ракета-носитель стартовой массой 100 т запускается из транспортно-пускового контейнера самолета – носителя АН-124-100ВС. Выбор такого технического решения позволяет обеспечивать запуски спутников в широком диапазоне высот и наклонений орбит с массой полезной нагрузки на 30-40% больше, чем при старте с Земли. АРК способен выводить КА массой до 3900 кг на орбиту высотой 200 км.

При использовании космического разгонного блока комплекс выводит на геопереходную орбиту полезную нагрузку массой 1500 кг, на ГСО – 650 кг.

Анализируется возможность увеличения массы полезной нагрузки (ПН), выводимой на ГСО, за счет использования в качестве космического разгонного блока транспортного модуля (ТМ) с комбинированной двигательной установкой на основе химического ракетного двигателя и ЭРД.

Анализ характеристик схемы полета

Схема полета включает следующие этапы:

- выведение КА ракетой-носителем «Воздушный старт» на начальную орбиту ИСЗ;
- перевод КА с начальной орбиты на промежуточную орбиту ИСЗ (ПО) с помощью маршевой двигательной установки (МДУ), отделение МДУ;
- выведение КА на геостационарную орбиту с помощью электроракетной двигательной установки (ЭРДУ).

Во всех вариантах схема выведения характеризуется тем, что МДУ включается однократно на начальной околоземной орбите, тем самым поднимается высота апогея промежуточной орбиты и остается неизменной высота перигея и наклонение орбиты, а линия апсид ПО находится в плоскости ГСО. При использовании схемы воздушного старта перелет ТМ может осуществляться с низкой околоземной экваториальной орбиты и нет необходимости изменять ее наклонение. Основные проектные параметры ЭРДУ – удельный импульс тяги $J_{уд}^{MT}$ и тяга R^{MT} , определяются энергозатратами на участке перелета с малой тягой (суммарным импульсом тяги J_{Σ}) и мощностью ЭРДУ N :

$$J_{\Sigma} = m_{02} J_{уд}^{MT} \left(1 - \exp \left(-V_x^{MT} / J_{уд}^{MT} \right) \right), N = R^{MT} J_{уд}^{MT} / (2\eta_T),$$

где m_{02} – начальная масса аппарата на этапе малой тяги; V_x^{MT} – характеристическая скорость перелета в режиме малой тяги; η_T – тяговая эффективность ЭРД.

Характеристическая скорость перелета в режиме малой тяги связана с высотой перигея h_p , апогея h_a и наклона переходной орбиты i :

$$V_x^{MT} = Ah_p^{\alpha_1} h_a^{\alpha_2} i^{\alpha_3},$$

V_x^{MT} где $A, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$, – эмпирические коэффициенты.

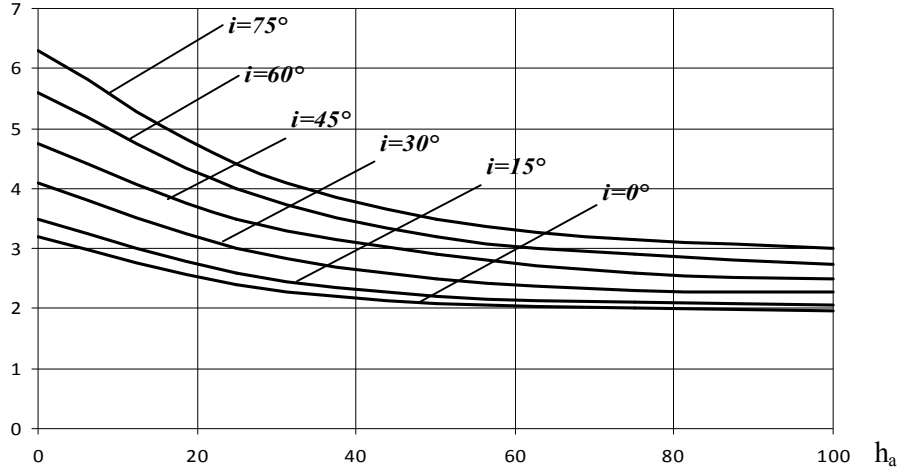


Рис. 1. Зависимость характеристической скорости перелета в режиме малой тяги V_x^{MT} от высоты апогея h_a и наклона промежуточной орбиты i

Время перелета в режиме малой тяги составляет

$$t_{п} = \frac{J_{уд}^{MT} m_{02} (1 - \exp(-V_x^{MT} / J_{уд}^{MT}))}{R^{MT}}$$

Для этапа большой тяги характеристическая скорость перелета также связана с высотой перигея h_p , апогея h_a и наклона переходной орбиты i :

$$V_x^{BT} = Bh_p^{\beta_1} h_a^{\beta_2} i^{\beta_3},$$

где $B, \beta_1, \beta_2, \beta_3$, – эмпирические коэффициенты.

На рис. 2 показана зависимость характеристической скорости перелета в режиме большой тяги V_x^{BT} от высоты апогея h_a .

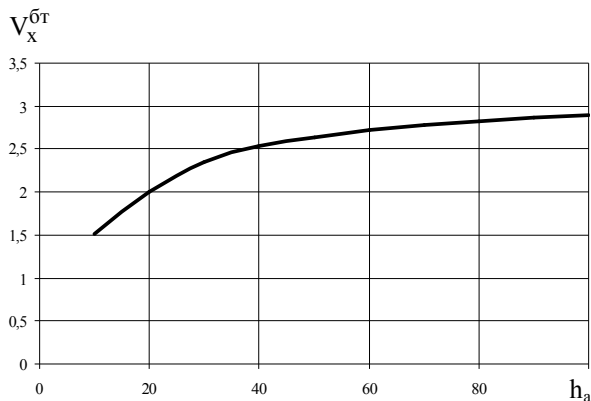


Рис. 2. Зависимость характеристической скорости перелета в режиме большой тяги V_x^{BT} от высоты апогея промежуточной орбиты h_a

На рис. 1 показана зависимость характеристической скорости перелета в режиме малой тяги V_x^{MT} от высоты апогея h_a и наклона переходной орбиты i .

Суммарная масса энергодвигательной установки (ЭДУ), включающей ЭРДУ и солнечную энергоустановку (СЭУ) составляет:

$$m_{эду} = \frac{N}{2\eta_T} \left(\frac{\gamma_{эу}}{\eta_{вп}\eta_k\xi} + \gamma_d + \frac{\gamma_{вп}}{\eta_{вп}} \right) + \frac{(1+a_6)J_{\Sigma}}{J_{уд}^{MT}},$$

где η_{en} – КПД вторичного преобразователя; η_k – коэффициент, учитывающий потери энергии в коммуникациях (в кабелях); $\gamma_{эу}, \gamma_d, \gamma_{вп}$ – удельная масса энергоустановки, двигателя и вторичного преобразователя ($\gamma_{эу} = 16$ кг/кВт, $\gamma_d = 2$ кг/кВт, $\gamma_{en} = 4$ кг/кВт); ξ – коэффициент деградации солнечных батарей; a_6 – относительная масса бака рабочего тела ($a_6 = 0,15$).

Масса полезной нагрузки второй ступени ТМ $m_{пн2}$ связана со стартовой массой КА на этапе малой тяги m_{02} и составляет:

$$m_{пн2} = m_{02} - m_{эду} - m_{мпс},$$

где $m_{мпс}$ – масса многоцелевой служебной платформы с бортовым комплексом.

Стартовая масса КА на этапе малой тяги m_{02} является массой полезной нагрузки для этапа большой тяги и составляет:

$$m_{02} = m_{01} \times \left(1 - f_0 \gamma_{дy} - (1 + a_{то}) \left(1 - \exp(-V_x^{BT} / J_{уд}^{BT}) \right) - \mu_{пр} \right),$$

где m_{01} – стартовая масса КА на этапе большой тяги; f_0 – реактивное ускорение на этапе большой тяги; $\gamma_{дy}$ – удельная масса двигательной установки (ДУ) ($\gamma_{дy} = m_{дy} / R^{BT}$, где $m_{дy}$ – масса ДУ, R^{BT} – тяга ДУ); $a_{то}$ – относительная масса топливного отсека ($a_{то} = m_{то} / m_T$, где $m_{то}$ – масса топливного отсека, m_T – масса топли-

ва); $J_{уд}^{бт}$ – 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).

Масса полезной нагрузки, выводимой на ГСО, рассматривается как критерий оптимизации: выбирается такая схема полета и ее характеристики, которые максимизируют массу КА на рабочей орбите.

Таким образом, рассматривается задача выбора оптимальных параметров переходной орбиты, которые обеспечивают выведение КА максимальной массы за фиксированное время при заданной мощности ЭРДУ [2].

Определив зависимость массово-энергетических характеристик от параметров переходной орбиты, можно найти массу КА, доставляемого на ГСО, как функцию времени перелета (рис. 3).

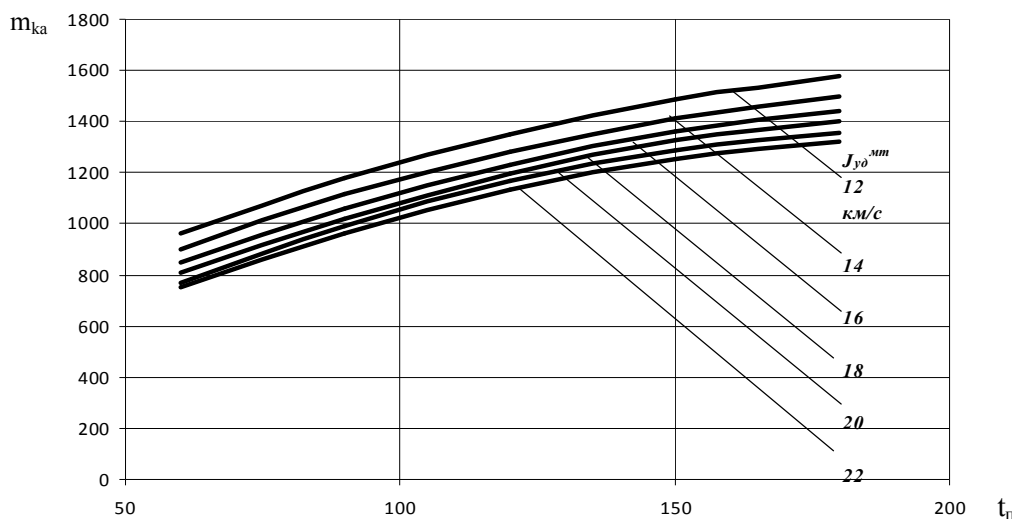


Рис. 3. Зависимость массы КА на ГСО от времени перелета t_n и удельного импульса $J_{уд}^{MT}$

Время выведения КА на ГСО варьируется от 60 до 180 суток. Анализ приведенной зависимости показывает, что при мощности ЭРДУ 7,5 кВт с увеличением времени выведения (от 60 до 180 суток) масса КА, выводимого на ГСО, монотонно увеличивается (в среднем от 900 кг до 1500 кг). Увеличение времени полета на 10 суток в среднем приводит к увеличению выводимой массы на 50 кг. При ограничении на время выведения t_n и мощность ЭРДУ N с уменьшением удельного импульса $J_{уд}^{MT}$ массовая отдача ТМ увеличивается. За предельно большое рассматриваемое время (180 суток) можно вывести КА, масса которого составляет 1600 кг.

Состав и основные характеристики ТМ

ТМ представляет собой двухступенчатую систему: МДУ с ракетным двигателем твердого топлива (РДТТ) и электроракетный транспортный модуль (ЭРТМ) с электроракетной двигательной установкой.

Общий вид головной части в составе РН «Воздушный старт» показан на рис. 4.

В состав КА входят:

- маршевая двигательная установка 1;
- электроракетная двигательная установка 2;

- солнечная энергоустановка 3;
- полезная нагрузка 4.

МДУ обеспечивает создание импульса тяги для перевода КА с орбиты ИСЗ, сформированной ракетой-носителем, на высокоэллиптическую промежуточную орбиту ИСЗ. МДУ на базе ракетного двигателя твердого топлива с системой управления вектором тяги на активном участке снабжена системой ориентации и стабилизации с жидкостными ракетными соплами и топливными баками 4 [3]. МДУ обеспечивает тягу ~ 100 кН и удельный импульс 2914 м/с.

ЭРДУ предназначена для выполнения следующих функций:

- создания управляющей реактивной тяги при помощи электроракетных двигателей для перевода КА с промежуточной орбиты ИСЗ на ГСО;
- создания моментов сил вокруг трех осей КА при помощи электроракетных двигателей для управления положением КА относительно центра масс и для разгрузки двигателей-маховиков.

Основным элементом ЭРДУ является стационарный плазменный двигатель (СПД) [2]. Для его функционирования необходимо обеспечить подачу и контроль потребления электроэнергии от бортовой системы электроснабжения и рабочего тела – ксенона.

В состав ЭРДУ входят:

– четыре двигателя СПД-140 с приводами ориентации двигательных блоков для работы в маршевом режиме и режиме коррекции;

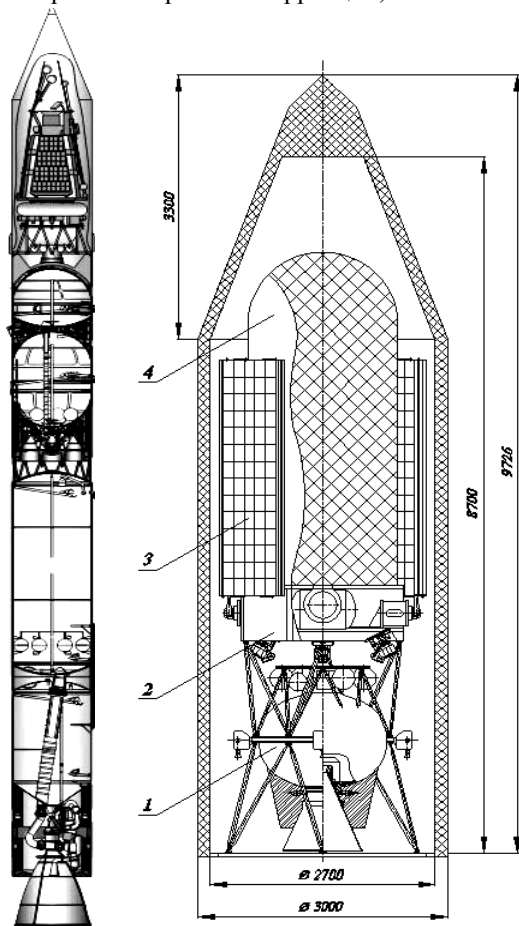


Рис. 4. Транспортный модуль в составе головной части ракеты-носителя:

- 1 – маршевая двигательная установка;
- 2 – электроракетная двигательная установка;
- 3 – солнечная энергоустановка;
- 4 – полезная нагрузка

– топливные баки с блоком подачи ксенона;
– система преобразования и управления.

Набор задаваемой характеристической скорости производится путем работы двух двигателей СПД-140, остальные два двигателя являются резервными.

Двигатели СПД-140 являются многорежимными с возможностью выбора мощности, тяги, удельного импульса и напряжения разряда в достаточно широком диапазоне.

Схема расположения двигателей СПД-140 должна обеспечивать, с одной стороны, решение задачи поддержания точки стояния при полете ТМ на ГСО, и, с другой стороны - выдачу импульса тяги в требуемом направлении на участке выведения с помощью ЭРДУ.

Заключение

Проведены проектно-баллистические исследования характеристик выведения КА на ГСО с помощью двухступенчатого транспортного модуля в составе авиационного ракетного комплекса космического назначения “Воздушный старт”. ТМ строится на основе комбинированной двигательной установки: ракетного двигателя твердого топлива в качестве первой ступени и двигательной установки с ЭРД – на второй ступени. Использование ТМ с комбинированной двигательной установкой способно повысить возможности комплекса по выведению ПН на высокие орбиты.

Проектно-баллистический анализ показал эффективность применения комбинированной двигательной установки в сочетании с воздушным стартом для доставки ПН на ГСО.

Целесообразность применения в составе ТМ электроракетной двигательной установки определяется значительным увеличением массы КА, выводимого на ГСО. По сравнению с космическим разгонным блоком большой тяги, двухступенчатый транспортный модуль позволяет выводить на ГСО в 1,5-2,5 раза большую массу полезного груза. При заданных значениях мощности ЭРДУ и времени перелета с увеличением тяги (и соответствующим уменьшением удельного импульса), масса КА на ГСО увеличивается ~ 20 %.

Применение ТМ в качестве космического разгонного блока позволяет доставлять на ГСО КА массой 900 – 1600 кг в широком диапазоне, что значительно расширяет транспортные возможности комплекса “Воздушный старт”.

Литература

1. Афанасьев И. “Воздушный старт”: – поскриптум / И. Афанасьев. // *Новости космонавтики*. – 2006. – № 2. – С. 30-31.
2. 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.
3. Космическая транспортная система на основе комбинированной двигательной установки для доставки полезных грузов на ГСО при использовании ракеты-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.

Поступила в редакцию 30.04.2010

Рецензент: канд. техн. наук, начальник отдела В.Г. Петухов, НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия.

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЕКТНО-БАЛІСТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК І АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ КОМБІНОВАНОЇ РУХОВОЇ УСТАНОВКИ ДЛЯ ДОСТАВКИ КОРИСНИХ ВАНТАЖІВ НА ГСО

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

Досліджувалися проектні аспекти розробки транспортного модуля, що включає хімічну маршеву рухову установку і електроракетну рухову установку для доставки корисних вантажів з низької навколосезної орбіти на геостационарну орбіту. Приведені результати проектно-балістичного аналізу виведення КА з використанням комбінованої рухової установки у поєднанні з ракетою-носієм повітряного старту. Показано, що така транспортна система дозволяє виводити на ГСО корисний вантаж з масою в 1,5 – 2,5 рази більшою, ніж при використанні тільки хімічних двигунів.

Ключові слова: ракета-носіє повітряного старту, транспортний модуль, хімічна рухова установка, електроракетна рухова установка, виведення на геостационарну орбіту.

COMBINED PROPULSION SYSTEM FOR PAYLOAD DELIVERY TO GEO DESIGN-BALLISTIC CHARACTERISTICS RESEARCH AND EFFICIENCY OF APPLICATION ANALYSIS

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

Design approaches for development of transportation system equipped with chemical engine unit combined with electric propulsion unit for the payload delivery from low near-Earth orbit to the geostationary orbit were studied. Results of design review and ballistic analysis for the spacecraft insertion by a combined propulsion system with air-launch carrier are presented. It is shown that a transportation system allows a payload with the mass 1.5-2.5 times higher than in the case of using a chemical engine system to be inserted into GEO.

Key words: air-launch carrier, transportation module, chemical propulsion system, electric propulsion system, insertion into geostationary orbit.

Белік Александр Александрович – канд. техн. наук, начальник сектора НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Егоров Юрий Григорьевич – ведущий конструктор НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Кульков Владимир Михайлович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, начальник отдела НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Обухов Владимир Алексеевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, заместитель директора НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Попов Гарри Алексеевич – д-р техн. наук, академик РАН, профессор, директор НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.