

---

# СЕКЦИЯ № 1

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

### АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ГСО КОМБИНИРОВАННЫМ МЕТОДОМ С ПОМОЩЬЮ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Внуков А. А., Баландина Т. Н.  
Акционерное Общество «Информационные спутниковые системы» имени М.Ф. Решетнёва»  
662972, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Ленина, д.52  
E-mail: tan.balandina2015@yandex.ru

### FEASIBILITY ANALYSIS OF THE SPACECRAFTS INJECTION INTO THE GEO USING THE COMBINED METHOD BY MEANS OF DOMESTIC LAUNCH VEHICLES

Vnukov A. A., Balandina T. N.  
Joint-Stock Company «Academician M.F. Reshetnev «Information Satellite Systems»  
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia  
E- mail: tan.balandina2015@yandex.ru

*Перспективным направлением в области выведения космических аппаратов на рабочую орбиту является проработка вопроса возможности выведения космических аппаратов, использующих комбинацию двигателей большой и малой тяги. Так как данная комбинация двигателей позволяет выводить на геостационарную орбиту (ГСО) полезный груз, сопоставимый по массе с полезным грузом, выводимым на ГСО с использованием ракет-носителей (РН) тяжелого класса.*

*В статье представлен анализ возможности выведения космического аппарата (КА) комбинированным методом на ГСО с использованием отечественных РН среднего и тяжелого классов.*

*The promising direction in the area of spacecraft injection into operational orbit is working-out the problem of feasible injection of the spacecrafts using the combination of high and low thrust thrusters. This combination of thrusters allows to inject a payload into the geostationary orbit (GEO) with a mass comparable to that of the payload which is injected into the GEO using heavy launch vehicles (LV).*

*The paper presents the feasibility analysis concerning the spacecrafts injection into the GEO using the combined method by means of domestic LVs of medium and heavy class.*

Применение высокоэкономичных по расходу рабочего тела электрореактивных двигательных установок (ЭРДУ) для межорбитальной транспортировки является одним из возможных путей повышения эффективности средств выведения. Однако из-за малой тяги ЭРДУ, а соответственно и долгого срока транспортировки КА на рабочую орбиту актуальным является использование комбинированного метода довыведения. Данный метод подразумевает использование двигателей большой тяги для преодоления радиационного пояса Земли и выработку импульса для выведения КА на ПО максимально приближенной к рабочей орбите, дальнейшее же выведение КА на рабочую орбиту осуществляется посредством двигателей малой тяги.

Целью исследования является анализ возможности выведения КА на ГСО комбинированным методом с помощью отечественных РН.

Используя формулы, изложенные в [1], был проведен расчет выведения КА комбинированным методом при помощи следующих средств выведения:

- РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М», космодром Байконур, Казахстан;
- РН «Союз-2» с РБ «Фрегат», БВ «Волга» космодром Байконур, Казахстан.

Для данного метода в качестве апогейной жидкостной реактивной двигательной установки предлагается рассмотреть двигательную установку (ДУ) на базе двигателя 11Д458М разработки НИИМАШ [2], а в качестве ЭРДУ КА – ДУ на базе плазменных двигателей СПД-100 и СПД-140 разработки ОКБ «Факел» [3].

В общем случае: изменение наклона, подъем апогея, подъем перигея выше зоны внутреннего радиационного пояса Земли (10000 км) производится с помощью АЖРДУ, а дальнейший подъем высоты перигея до ГСО посредством ЭРДУ.

Ниже представлены данные масс выводимых орбитальных блоков и параметров опорных орбит рассматриваемых РН.

1) РН «Протон» с РБ «Бриз». Масса орбитального блока, выводимого на ПО РН «Протон-М» с РБ «Бриз» позволяет рассматривать парный запуск КА. Рассмотрены варианты парного запуска: КА1+КА2 и два КА3 одинаковой массы (табл.1).

Таблица 1. Исходные данные(РН «Протон-М» с РБ «Бриз», 7-часовая схема) [4]

Масса орбитального блока, кг	КА1	КА2	КА3	Параметры переходной орбиты		
				Наклонение	Высота перигея, км	Высота апогея, км
5050	2050	3000	2525	17,1°	6910	35786
5650	2650	3000	2825	22,9°	4228	35786
6350	3175	2700	3650	30,7°	2271	35786

2) РН «Союз-2» и РБ «Фрегат». РН «Союз-2» выводит на опорную круговую орбиту высотой 200 км и наклоном 51,6° орбитальный блок массой 8250 кг. В состав орбитального блока могут входить: космический аппарат и разгонный блок; космический аппарат и блок выведения; космический аппарат без дополнительных средств выведения. Масса КА транспортируемого данными средствами выведения на ГСО составляет 900 кг [5].

Из условия максимизации массы КА определены следующие значения: масса КА на переходной орбите 200×35786 км с наклоном 51,6° равна 3850 кг, для доставки этой массы на переходную орбиту необходимо 4400 кг топлива для РБ «Фрегат».

Результаты расчета выведения КА на ГСО комбинированным методом с помощью вышеуказанных средств выведения приведены в таблице 2.

Из таблицы 2 видно, что масса КА на ГСО, выводимого с использованием РН «Союз-2» и РБ «Фрегат» комбинированным методом составляет 1824 кг, что в два раза превышает массу КА на ГСО выводимого обычным методом. Применение комбинированного метода с использованием РН тяжелого класса так же позволяет увеличить массу как парных КА, так и обеспечить возможность выведения КА тяжелого класса на ГСО.

Таблица 2 – Результаты расчета

РН и РБ	Масса ПН на ПО, кг	Вариант КА	Масса КА на ГСО, кг	Масса топлива (11Д458М), кг	Масса рабочего тела, кг
РН «Протон» и РБ «Бриз», для довыведения КА используются ЭРД СПД-100	5050	КА1	1497	482	74
		КА2	2191	703	106
		КА3	1844	593	91
	5650	КА1	1741	825	84
		КА2	1971	936	95
		КА3	1853	882	91
	6350	КА1	1586	1034	78
		КА2	2145	1401	103
		КА3	1866	1218	92
РН «Союз-2» и РБ «Фрегат», для довыведения КА используются ЭРД СПД-140	3850	-	1824	1929	98

Проведённые расчёты показывают техническую возможность использования отечественных ракет-носителей тяжёлого и среднего класса для выведения на ГСО среднего класса. Однако запасы топлива для однокомпонентной жидкостной установки в случае начальной орбиты с большим наклоном оказываются сравнимы с массой всего КА, поэтому из всех рассмотренных вариантов выведения КА на ГСО целесообразным является только вариант использования РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» с высотой перигея начальной орбиты 6910 км и наклоном 17,1°.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бутиков Е. И. Закономерности кеплеровых движений. [Электронный ресурс] / Е. И. Бутиков. – 2014. - Режим доступа: <http://butikov.faculty.ifmo.ru/Planets/Background.pdf> (дата обращения 01.11.2017).
2. Продукция ФГУП «НИИмаш». Двигатель 11Д458М. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/31propulsion> (дата обращения: 10.11.2017).
3. Продукция ОКБ «Факел». Двигатели СПД-100, СПД-140. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.fakel-russia.com/production/spd> (дата обращения: 10.11.2017).
4. Proton launch system mission planner's guide. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.ilslaunch.com> (дата обращения: 03.10.2017).
5. Ракеты-носители, спутники, приборы: сайт. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://ecospace.me> (дата обращения: 09.02.2018).