

ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ В ЗАДАЧАХ ГРУППОВОГО РАЗВЕРТЫВАНИЯ И ШИРОКОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.П. Ходненко

Рассматривается применение наиболее перспективных в настоящее время электроракетных двигателей (ЭРД) для решения двух задач: развёртывания сети космических аппаратов (КА) на рабочей орбите; многократного маневрирования КА с целью защиты. Для каждой из этих задач стационарный плазменный двигатель (СПД) и ионный двигатель (ИД) на ксеноне сравниваются с перспективным жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) на жидких компонентах (H_2/O_2). Расчётные оценки показывают, что использование ЭРД на верхних ступенях ракет-носителей (РН) вместо перспективного ЖРД сокращает количество необходимых запусков почти в два раза. Это приводит к существенному уменьшению времени развёртывания всей сети КА. Показано также, что применение ЭРД даёт большой положительный эффект при многократном маневрировании в целях защиты за счёт заметного снижения величины начальной массы КА. Сравнительный анализ преимущества электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) перед ЖРД проводится в зависимости от того, находится ли энергетическая установка (ЭУ) в составе полезной нагрузки (ПН) или является составной частью ЭРДУ, а также от величины отношения тяги ЭРДУ к потребляемой мощности.

Ключевые слова: электроракетные двигатели, космический аппарат, стационарный плазменный двигатель, ионный двигатель, жидкостный ракетный двигатель, электроракетная двигательная установка, полезная нагрузка.

Введение

Хорошо известное выражение, названное формулой К.Э. Циолковского, представляет зависимость конечной массы космического аппарата (КА) M_k от начальной M_o , эффективной скорости истечения рабочего тела V_u и достигнутого приращения

$$\text{скорости } \Delta V: \frac{M_k}{M_o} = e^{-\Delta V/V_u}.$$

Формулу Циолковского, выведенную для предельно идеализированных условий движения КА в пространстве, можно применять к любому полёту, если под ΔV понимать некоторую условную величину, называемую характеристической скоростью.

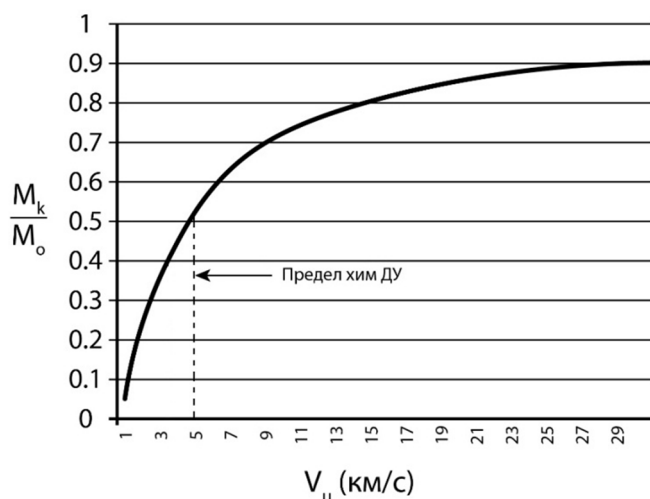


Рис. 1. Доля конечной массы КА в зависимости от V_u для $\Delta V = 3$ км/с

На рис. 1 показана доля конечной массы КА в зависимости от скорости истечения рабочего тела (р. т.) для $\Delta V = 3$ км/с и области применения электрических и химических реактивных двигателей.

Большая скорость истечения, характерная для электроракетных двигателей, позволяет осуществлять орбитальные манёвры или решать транспортные задачи с гораздо меньшими расходами р. т., чем в случае обычных реактивных двигателей (в частности, жидкостных ракетных двигателей (ЖРД)).

Время, необходимое для выполнения заданного орбитального манёвра с ЭРД, связано с ограниченной располагаемой мощностью и обычно много больше, чем время, необходимое для манёвров с помощью обычных реактивных двигателей.

Однако, в часто встречающихся случаях может потребоваться увеличение конечной полезной нагрузки даже ценой затраты большего количества времени для проведения манёвра.

В отличие от ЭРД обычные реактивные двигатели ограничены по существу, не по мощности, а по энергии, причём вся энергия в таких двигателях высвобождается за очень короткое время.

ЭРДУ с ядерной или солнечной энергетической установкой (ЭУ) может быть применена в ряде важных космических программ.

Возможно, например, использование ЭРДУ для перевода КА с низкой околоземной орбиты (НОЗО) на рабочую. Это увеличивает полезную нагрузку по сравнению с применением перспективных ЖРД [1].

При этом ЭРДУ с солнечной ЭУ позволяет находиться на низких орбитах (вплоть до 200 км) без неблагоприятных политических и экологических последствий, связанных с применением ядерной (ЯЭУ).

Постановка задачи

Рассматривается преимущество применения ЭРД для двух операций [2]:

- развёртывание на рабочей орбите сети КА с необходимой суммарной массой полезной нагрузки;
- обеспечение многочисленных манёвров с целью дезориентации условного противника при возникновении опасности нападения.

Применительно к каждой из этих задач сравниваются стационарные плазменные и ионные двигатели на ксеноне с перспективными ЖРД.

Сеть КА представляет собой группу спутников, функционирующих совместно для выполнения определённой задачи.

При проведении расчётных оценок предполагается, что масса ЭУ, обеспечивающая питание ЭРД, включена в массу полезной нагрузки или добавляется к общей массе ЭРДУ.

Методика расчётов

Анализ основывается на хорошо известных положениях механики орбитальных полётов с малой тягой [3, 4].

Групповое развёртывание характеризуется необходимым числом носителей и полным временем развертывания. Указанные характеристики, в свою очередь, зависят от массы КА, параметров ракеты-носителя (РН), двигательной установки (ДУ) верхней ступени и временем между запусками.

Полное время группового развёртывания также является функцией от числа запусков и времени между ними.

В задаче оборонительного маневрирования характеристиками являются начальная масса КА, число совершаемых манёвров и необходимое для этого приращение скорости ΔV .

Исходные данные

В табл. 1 приведены характеристики ДУ верхней ступени, используемые в расчётах.

Таблица 1

Характеристики двигательной установки

| Параметр | ЖРД | СПД | ИД |
|--|---------------------------------|------|------|
| Рабочее тело | H ₂ / O ₂ | Xe | Xe |
| Входная мощность, кВт | – | 3,5 | 4,5 |
| Удельный импульс, с | 450 | 2000 | 3500 |
| КПД электрический | – | 0,65 | 0,76 |
| Ресурс двигателя, ч | – | 4500 | 5000 |
| Отношение сухой массы к массе с топливом | 0,15 | – | – |
| Баковый коэффициент | – | 0,15 | 0,15 |

Развёртывание сети КА с массой 1000 кг каждый осуществляется с помощью РН типа «Союз-2» и перспективной РН.

Мощность солнечной системы электропитания (СЭП) – 5,6 кВт.

Удельная масса ЯЭУ – 30 кг/кВт (эл.).

Номинальная выходная мощность – 15 кВт (эл.)

Характеристики РН и параметры орбиты представлены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристики РН и параметры орбиты

| Параметр | Союз-2 | Перспективная РН |
|-------------------------|--------|------------------|
| Полезная нагрузка, кг | 6100 | 13300 |
| Наклонение орбиты, град | 80 | 80 |
| Высота орбиты, км | 200 | 200 |

Параметры НОЗО, на которую первоначально выводится полезная нагрузка, представлены в табл. 2. Далее предполагается, что группа КА доставляется с НОЗО и разворачивается на полярной орбите высотой 500 км и наклоном 90°.

В качестве переменных параметров в задаче развёртывания сети КА принимаются: масса аппарата, число суток между запусками и количество спутников в группе.

В состав выбранной химической ДУ входит ЖРД на жидких H₂/O₂ с удельным импульсом 300 с, а в состав перспективной – ЖРД с удельным импульсом 450 с.

Развёртывание сети КА

На рис. 2 показана зависимость полного числа РН, необходимых для развёртывания сети из 50 КА, от массы аппарата в диапазоне от 500 до 1500 кг.

Как видно из рис. 2, использование ЭРДУ приводит к существенному уменьшению требуемых РН.

Снижение количества РН связано главным образом с уменьшением массы р. т., доставляемого на НОЗО, вследствие более высокого удельного импульса ЭРД.

Эта тенденция наблюдается и в случае использования перспективной РН.

Например, для развёртывания сети из 50 КА массой 1000 кг РН «Союз-2» требуется 8 запусков с ЖРД, 5 запусков с СПД и 4 запуска с ИД.

Максимальная масса КА в группе, выводимого на орбиту РН «Союз-2» с ЖРД составляет 650 кг, при использовании СПД – 1130 кг и ИД – 1250 кг.

Необходимо отметить, что хотя единичный перелёт с ЭРД более продолжителен, чем с ЖРД,

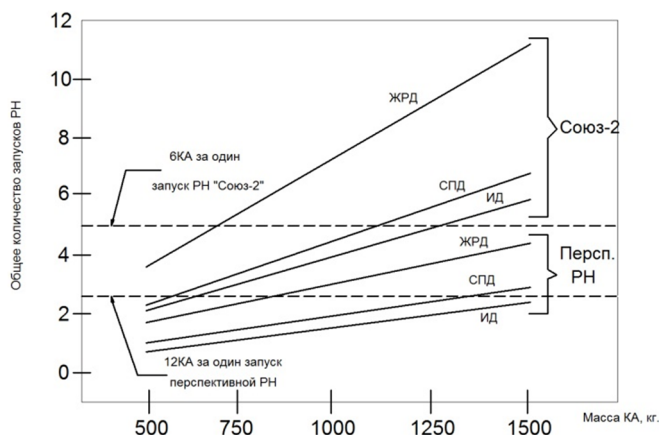


Рис. 2. Количество РН, необходимых для развертывания сети КА, в зависимости от массы КА

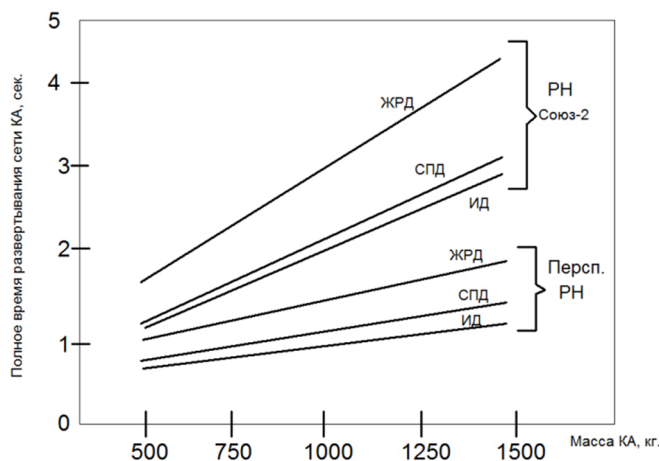


Рис. 3. Полное время развертывания сети КА в зависимости от массы КА

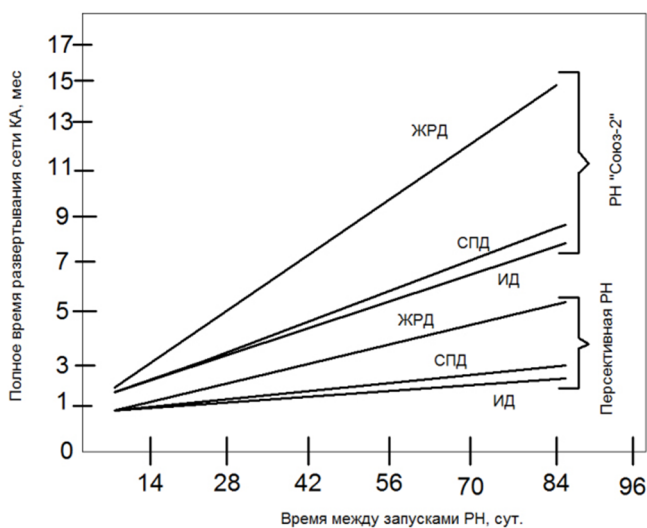


Рис. 4. Полное время развертывания сети КА в зависимости от времени между запусками РН

однако, общее время развертывания сети КА с ЭРД может быть существенно снижено.

На рис. 3 показано время развертывания сети из 50 КА в зависимости от массы аппарата при условии проведения одного запуска каждые две недели.

Из рис. 3 видно, что для развертывания сети из 50 КА массой по 1000 кг каждый с использованием РН «Союз-2» и ЖРД потребуется 3 месяца, с СПД – 1,9 месяца, а с ИД – 1,8 месяца.

Применение в этом случае перспективной РН потребует соответственно 1,2; 0,9 и 0,8 месяца.

Полное время развертывания сети КА, помимо прочего, зависит от частоты запусков выбранной РН.

На рис. 4 представлена зависимость времени развертывания сети из 50 КА массой 1000 кг каждый от периодов времени между запусками РН.

Время между запусками РН «Союз-2» и перспективной РН изменяется от 1 до 10 недель.

Полное время развертывания сети КА уменьшается при использовании ЭРД за счёт меньшего количества требуемых запусков.

Причём в этом случае, чем больше времени между запусками РН, тем заметнее уменьшение полного времени развертывания.

На рис. 5 показана зависимость полного времени развертывания сети КА от количества аппаратов в ней.

Принимается, что запуск РН производится один раз в две недели, а масса КА составляет 1000 кг.

Видно, что применение ЭРД становится выгодным при использовании РН «Союз-2», когда число КА больше 10.

Небольшая сеть из 10 КА развертывается примерно за 1 месяц при частоте запусков РН один раз в 2 недели и при использовании любой ДУ и РН «Союз-2».

В случае перспективной РН, то точка пересечения прямой ЖРД с прямыми СПД и ИД соответствует сети из 25 КА.

Маневрирование КА

Следует отметить два вида маневрирования с целью защиты от условного противника [5]:

- быстрый манёвр для уклонения от возникшей угрозы;
- продолжительное многократное маневрирование с использованием малой тяги для перехода на оскулирующие орбиты.

Задача второго вида маневрирования – усложнить траекторию преследования противника и тем самым сорвать атаку.

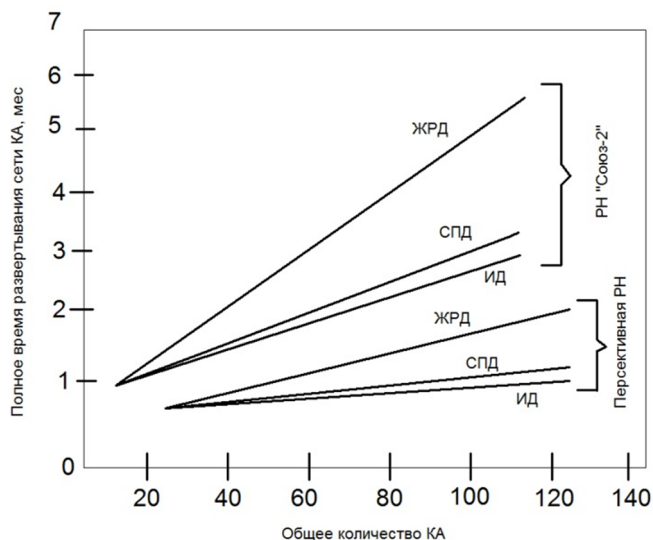


Рис. 5. Полное время развертывания сети КА в зависимости от количества КА в ней

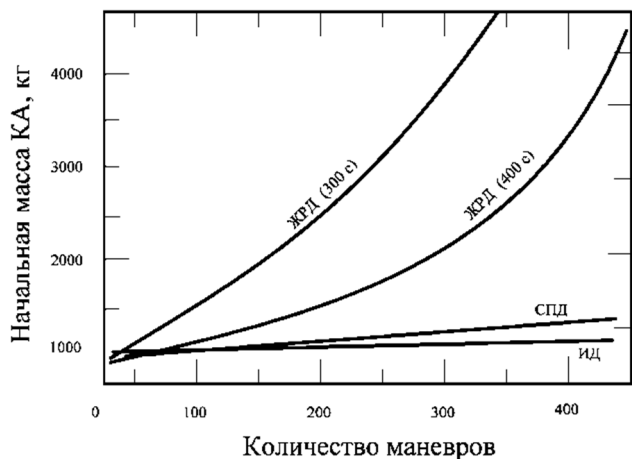


Рис. 6. Зависимость начальной массы КА от количества манёвров

Такое маневрирование не позволяет осуществить корреляцию траекторных измерений, что приводит к необходимости проведения повторной идентификации цели, которая может длиться часами или даже сутками.

Второй вид маневрирования представляется наиболее рациональным способом избежать атаки противника за счёт усложнения траектории его преследования.

Рассматривается задача продолжительного маневрирования КА массой 1000 кг на полярной орбите высотой 500 км.

Предполагается, что КА должен выйти из зоны обнаружения, ограниченной 2° , за один час. Этот манёвр требует приращения характеристической скорости $\Delta V = 9,62$ м/с.

Характеристики ДУ с ЖРД и ЭРДУ приведены в табл. 1.

Рассматриваются два случая:

- энергоустановка, необходимая для работы ЭРДУ, включена в полезную нагрузку КА;
- ЭРДУ имеет свою собственную энергоустановку.

В первом случае использование ЭРД при маневрировании в целях защиты может существенно снизить начальную массу КА.

На рис. 6 показана зависимость начальной массы КА от количества маневров. Видно, что при числе маневров более 50 использование СПД обеспечивает меньшую, по сравнению с ЖРД, начальную массу КА.

При числе маневров не более 50 из-за большей сухой массы ЭРДУ с ИД её использование обуславливает и большую по сравнению с СПД и ЖРД начальную массу КА.

Преимущество ИД по отношению к ЖРД скажется при числе маневров более 50, а по отношению к СПД при числе маневров более 140.

Электрическая мощность, необходимая для маневрирования, определяется временем маневра и отношением тяги к мощности ЭРД.

На рис. 7 показана величина начальной мощности, требуемой для маневрирования с помощью ЭРДУ, в зависимости от количества маневров длительностью один час.

Поскольку у ИД самая низкая величина отношения тяги к мощности (или самая высокая цена тяги), то для совершения маневра с ИД потребуется приблизительно в 1,3 раза большая мощность по сравнению с СПД. Это означает, что при использовании СПД следует меньшую часть полезной нагрузки КА отводить под энергоустановку.

На рис. 8 показана зависимость начальной массы КА от количества манёвров в случае, когда в состав ЭРДУ включена собственная энергоустановка.

В расчётах принимается, что удельная масса ЯЭУ составляет среднюю величину, равную 30 кг/кВт. Поскольку при этом масса ЭРДУ существенно увеличивается, то требуется большее число манёвров для того, чтобы у ЭРД появился выигрыш в массе по отношению к ЖРД.

Чтобы проявилось преимущество в массе КА у СПД относительно ЖРД, необходимо осуществить более 130 манёвров, в случае перспективного ЖРД – 220, а используя ИД вместо перспективного ЖРД – более 240.

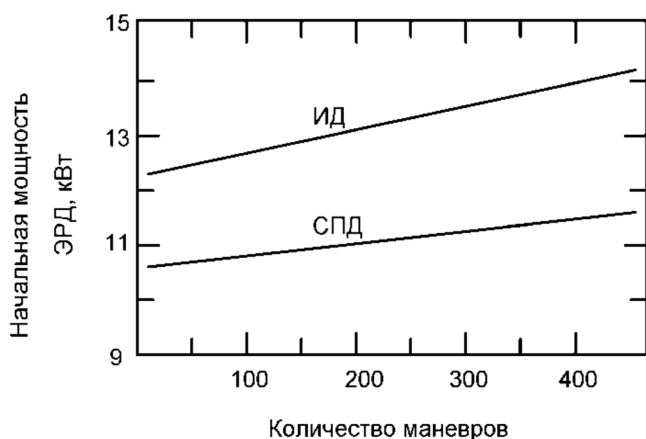


Рис. 7. Зависимость начальной мощности, потребляемой ЭРД для маневрирования, от количества манёвров

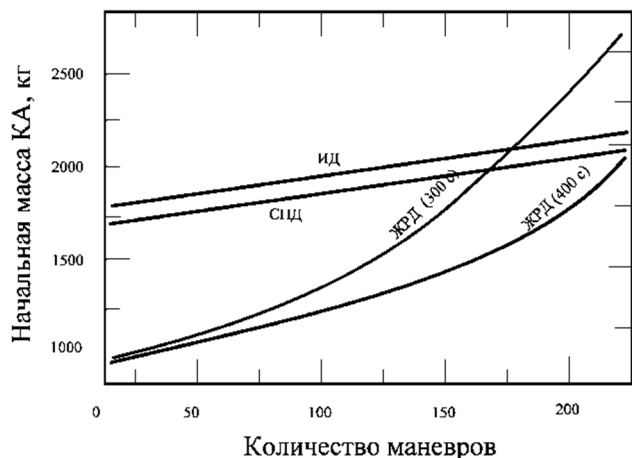


Рис. 8. Зависимость начальной массы КА от количества манёвров (ЭУ включена в ЭРДУ)

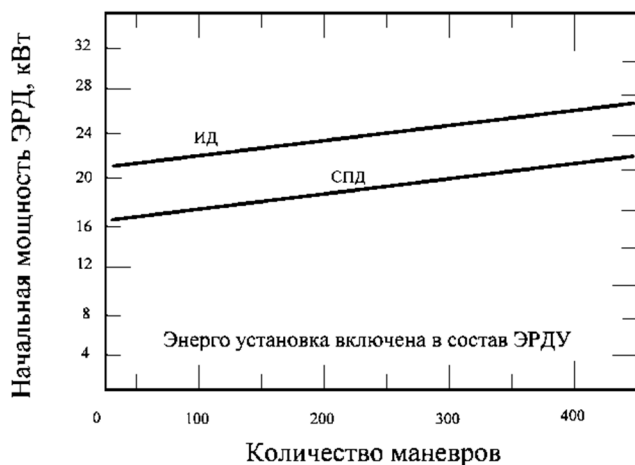


Рис. 9. Зависимость начальной мощности, потребляемой ЭРД для маневрирования, от количества манёвров

Если величина удельной массы ЯЭУ возрастает до 40 кг/кВт, то потребуется увеличить на 20 – 30 % количество манёвров, чтобы получить выигрыш в массе, используя ЭРДУ.

Поскольку для работы ИД требуется большая, чем для СПД мощность, то начальная масса КА с ИД будет на 12,0 % больше массы аппарата с СПД.

На рис. 9 показана зависимость начальной электрической мощности, требуемой для ЭРДУ, от количества манёвров.

К примеру, для осуществления 25 манёвров с помощью СПД требуется начальная мощность ~ 16,5 кВт, а с помощью ИД – 21,2 кВт.

Заключение

1. Использование ЭРД на верхней ступени РН может значительно сократить число запусков и уменьшить время группового развёртывания сети КА по сравнению с применением перспективных ЖРД.

2. Число запусков РН, требуемых для развёртывания сети из 50 КА массой 1000 кг каждый, может быть сокращено почти вдвое при использовании вместо ЖРД электроракетных двигателей. Это в основном связано с уменьшением требуемого для верхней ступени рабочего тела.

3. Полное время развёртывания сети КА главным образом зависит от количества аппаратов и частоты запусков РН и в меньшей степени от собственного времени полёта верхней ступени.

Так, сокращение количества запусков РН приводит к уменьшению времени развёртывания сети КА ~ на 40 %.

ЖРД могут развернуть малую группу КА несколько быстрее, чем ЭРДУ, однако они требуют большего числа запусков, что в принципе удорожает развёртывание.

Количество манёвров, больше которого ЭРД обеспечивает преимущество в снижении массы КА, в первую очередь зависит от того, включена ли предназначенная для ЭРДУ энергоустановка в полезную нагрузку КА или она является составной частью ЭРДУ.

Применение ЭРДУ вместо ЖРД для широкого маневрирования может уменьшить начальную массу КА, а число манёвров, больше которого ЭРДУ имеют преимущества, сильно зависит от того, включена ли ЭУ в полезную нагрузку КА или является составной частью ЭРДУ.

Литература

1. Jones R. M. A Comparison of Potential Electric Propulsion Systems for Orbital Transfer // AIAA Paper 82 – 1871. – 1982, Nov.

2. Electric propulsion for constellation deployment and spacecraft maneuvering / Deininger W. D., Vondra R. J., Schafer W. J. // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1989. – № 5. – P. 352 – 357.
3. Гродзовский Г. Л., Иванов Ю. Н., Токарев В. В. Механика космического полета с малой тягой / Г. Л. Гродзовский и др. – М. : Наука, 1966.
4. Лебедев В. Н. Расчёт движения космического аппарата с малой тягой / Вычислительный центр АН СССР / В. Н. Лебедев. – М., 1965.
5. Windhalm J. W. and Eide S. A. Optimal Continuous Thrust In Plane Orbital Evasive Maneuvers // AIAA Paper 88 – 0374. – 1988, Jan.

Поступила в редакцию 13.09.2016

*Владимир Павлович Ходненко, д-р техн. наук, главный научн. сотрудник,
т. (495) 624-94-98, e-mail: vniiem@orc.ru.
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).*

ELECTRIC PROPULSION SYSTEMS INTENDED FOR SPACECRAFT GROUP DEPLOYMENT AND WIDE MANEUVERING TASKS

V.P. Khodnenko

Application of the most technologically advanced (at the present time) electric propulsion engines is revised in order to find solutions for the following tasks: deployment of the spacecraft (SC) constellation on the working orbit; repeated SC maneuvering for the purposes of protection. For each of these tasks the stationary plasma propulsion and ion engine operating on xenon are compared with the advanced liquid-rocket engine operating on fluid components (H₂/O₂). Estimates demonstrate that application of electric propulsion engines on the upper stages of the launch vehicle (LV) instead of the advanced liquid-rocket engine reduces the number of launches required by half. That leads to a significant reduction of the deployment time for the entire SC constellation. It has also been demonstrated that the application of electric propulsion engines provides a long-term beneficial effect during the repeated maneuvering for the purposes of protection due to the significant reduction of the initial SC mass. A comparative analysis of electric propulsion system and liquid-rocket engine has been performed depending on whether the power system is included in the payload composition or remains the part of the electric propulsion engine and also – depending on the ratio between propulsion system thrust and the power consumption levels.

Key words: *electric propulsion engines, spacecraft, stationary plasma engine, ion engine, liquid-rocket engine, electric propulsion system, payload.*

References

1. Jones R. M. A Comparison of Potential Electric Propulsion Systems for Orbital Transfer // AIAA Paper 82 – 1871. – 1982, Nov.
2. Electric propulsion for constellation deployment and spacecraft maneuvering / W. D. Deininger, R. J. Vondra, W. J. Schafer // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1989. – № 5. – P. 352 – 357.
3. Grodzovskii G. L., Ivanov Iu. N., Tokarev V. V. Microthrust space flight dynamics / G. L. Grodzovskii and others. – М. : Science, 1966.
4. Lebedev V. N. Computations of the microthrust spacecraft motion / USSR Academy of Science Computing Center / V. N. Lebedev. – М., 1965.
5. Windhalm J. W. and Eide S. A. Optimal Continuous Thrust In Plane Orbital Evasive Maneuvers // AIAA Paper 88 – 0374. – 1988, Jan.

*Vladimir Pavlovich Khodnenko, Doctor of Technical Sciences, Chief Researcher,
tel. (495) 624-94-98, e-mail: vniiem@orc.ru.
(JC «VNIEM Corporation»).*