УДК 39.06

Н.М. ДРОНЬ, А.И. КОНДРАТЬЕВ, Л.Г. ДУБОВИК

Днепропетровский национальный университет, Украина

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ВЫВЕДЕНИЯ МИКРОСПУТНИКОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭРДУ

Приведены результаты расчетов по оценке эффективности выведения микроспутников с промежуточной орбиты на геостационарную. Высота промежуточной орбиты варьировалась от 1500 до 7000 км, масса микроспутников – от 50 до 250 кг, удельная масса некоторых элементов ЭРДУ – от значений, соответствующих сегодняшнему уровню, до значений в перспективе. По результатам расчетов исследованы зависимости относительной массы полезного груза и удельной сухой массы ЭРДУ от времени выведения, удельного импульса и высоты промежуточной орбиты.

микроспутник, эффективность, промежуточная и геостационарная орбиты, ЭРДУ

Введение

Оценке эффективности выведения спутников большой массы (до нескольких тонн) на геостационарную орбиту (ГСО) с помощью ЭРДУ посвящен ряд работ, в частности [1]. В этой работе, а также в ряде других, например в [2], рассмотрена следующая схема выведения на ГСО: космическая головная часть, в состав которой входит космический аппарат (КА), в свою очередь содержащий ЭРДУ, с помощью химического двигателя выводится с опорной орбиты на некоторую промежуточную. На промежуточной орбите включается ЭРДУ, и КА довыводится на ГСО. Высота промежуточной орбиты может варьироваться от нескольких тысяч до нескольких десятков тысяч километров. Эта схема выведения оказывается эффективнее, чем выведение КА с помощью ЭРДУ с низкой опорной орбиты. В нашем случае используется первая схема выведения.

В случае выведения микроспутников (МС) на ГСО на промежуточную орбиту могут выводиться несколько МС. Варьируя количеством МС, можно расширить диапазон промежуточных орбит.

Эффективность выведения МС на ГСО оценивается по отношению массы полезной нагрузки ($M_{ПН}$) к начальной массе (M_0) МС. При этом в массу полезной нагрузки включается масса целевой и служебной аппаратуры (сухая масса ЭРДУ исключается). Масса системы энергоснабжения (СЭС) включена в массу служебной аппаратуры, при этом располагаемая мощность СЭС увеличена до величины, необходимой для обеспечения электропитанием ЭРДУ и служебной аппаратуры на участке выведения на ГСО. Однако часть массы СЭС, а именно масса системы преобразования и управления (СПУ), для обеспечения работы ЭРДУ включена в массу ЭРДУ. Масса ЭРДУ оценивается в двух вариантах: в первом варианте удельная масса элементов ЭРДУ принимается на уровне, достигнутом на сегодняшний день, во втором – на некотором перспективном уровне.

1. Расчетные соотношения и методика расчета

В основу расчета положены выражение для прироста характеристической скорости и известные соотношения из теории ЭРДУ. Прирост характеристической скорости определяется из выражения [3]:

$$\Delta W = V_0 \cdot \left(1 - \frac{1}{\sqrt{\bar{r}_{ГСО}}}\right),$$

где ΔW – прирост характеристической скорости; V_0 – круговая скорость на промежуточной орбите; $\bar{r}_{ГСО}$ – относительный радиус ГСО.

В свою очередь, V_0 определяется как

$$V_0 = \sqrt{\mu / r_0},$$

© Н.М. Дронь, А.И. Кондратьев, Л.Г. Дубовик

где $\mu = 3{,}986 \cdot 10^{14}$ м^2/с^3 – гравитационная постоянная, r_0 – радиус промежуточной орбиты, равный $r_0 = R_3 + h_0$, где R_3 – радиус Земли, h_0 – высота промежуточной орбиты.

Относительный радиус ГСО $\bar{r}_{ГСО} = \frac{r_{ГСО}}{r_0}$. Из известных соотношений теории ЭРДУ имеем время перевода (τ)МС с промежуточной орбиты на ГСО:

$$\tau = \frac{J_{уд}^2}{2 \cdot \eta_T \cdot \frac{N}{M_0}} \left[1 - \exp\left(\frac{-\Delta W}{J_{уд}} \right) \right],$$

где $J_{уд}$ – удельный импульс ЭРДУ; η_T – тяговый КПД ЭРД; N – потребляемая ЭРД мощность; M_0 – начальная масса МС. Тяговый КПД определялся из соотношения: $\eta_T = J_{уд} / (2 \cdot \xi)$, где ξ – цена тяги.

Цена тяги определялась в зависимости от удельного импульса согласно [4].

2. Исходные данные и результаты расчетов

При проведении расчетов предполагалось: удельный импульс изменялся в диапазоне от 10 до 40 км/с; удельная масса некоторых элементов принималась в двух вариантах: первый вариант – значения, достигнутые на сегодняшнем уровне; второй вариант – значения, которые могут быть достигнуты в некоторой перспективе. В частности, удельная масса бака газообразного рабочего тела (ксенона) 1 и 0,25 кг/кг; удельная масса СПУ 50 и 30 кг/кВт; высота промежуточной орбиты от 1500 до 7000 км; начальная масса МС от 50 до 250 кг.

Ниже, на графиках рис.1 – 7, приведены зависимости относительной массы полезного груза

$$\bar{M}_{ПН} = \frac{M_{ПН}}{M_0} \quad \text{и} \quad \bar{M}_{ЭРДУ_{сух}} = \frac{M_{ЭРДУ_{сух}}}{M_0} \quad –$$

удельной сухой массы ЭРДУ от времени выведения, удельного импульса и высоты промежуточной орбиты.

Как видно из графика на рис. 1, относительная масса полезного груза $\bar{M}_{ПН}$ растет от времени выведения τ, при этом интенсивный рост наблюдается до времени выведения 250-300 сут, далее рост замедляется. Например, $\bar{M}_{ПН}$, равная 0,233, при времени выведения 300 сут, вырастает до 0,285 при $\tau = 615$ сут, что составляет всего 6 %. С целью сокращения расчетного материала ограничимся $\tau \approx 300$ суток.

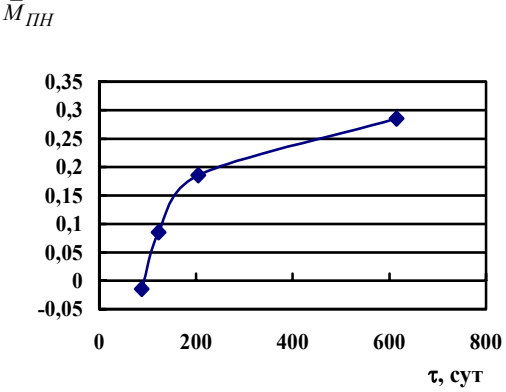

Рис. 1. Относительная масса полезной нагрузки от времени выведения для удельного импульса 10 км/с и высоты промежуточной орбиты 1500 км

Из рис. 2, видно, что значения $\bar{M}_{ПН}$ для удельного импульса в диапазоне от 20 до 40 км/с находятся в узкой области, т.е зависимость $\bar{M}_{ПН}$ от удельного импульса в этом диапазоне времени относительно слабая. Но при этом наблюдается резкий рост $\bar{M}_{ПН}$ при изменении удельного импульса от 10 до 20 км/с и выше. При $J_{уд}$ =10 км/с и ниже значения $\bar{M}_{ПН}$ настолько малы (особенно для первого варианта исходных данных), что создать систему вывода МС на ГСО весьма проблематично (рис. 2).

Графики на рис. 3 подтверждают факт незначительного роста $\bar{M}_{ПН}$ от 0,5 до 0,6 при увеличении удельного импульса от 2 до 4 км/с.

На рис. 4 приведены графики зависимости энерго-$\left(\bar{N} = N / M_0\right)$ и тяговооруженности $\left(\bar{P} = P / M_0\right)$ от высоты промежуточной орбиты для различных значений удельного импульса.

Из рисунка видно, что эти потребные характеристики МС, необходимые для перевода МС на ГСО, естественно уменьшаются с увеличением высоты этой орбиты, т.к. с ростом этой высоты требуется меньше энергетики КА для перевода на ГСО. Одна-

ко, потребные энерго- и тяговооруженность увеличиваются с ростом удельного импульса.

Как видно из рис. 5, относительная масса полезного груза увеличивается как с увеличением высоты промежуточной орбиты, так и с ростом удельного импульса.

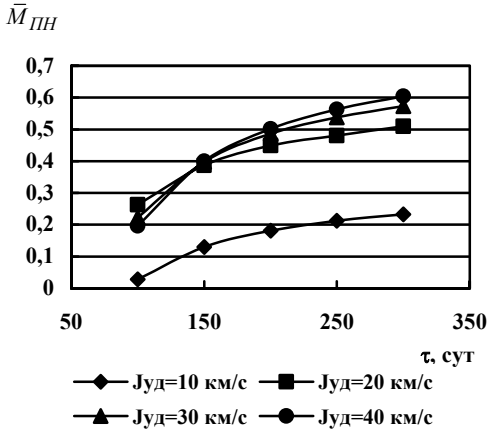

Рис. 2. Относительная масса полезной нагрузки от времени выведения для высоты промежуточной орбиты 1500 км

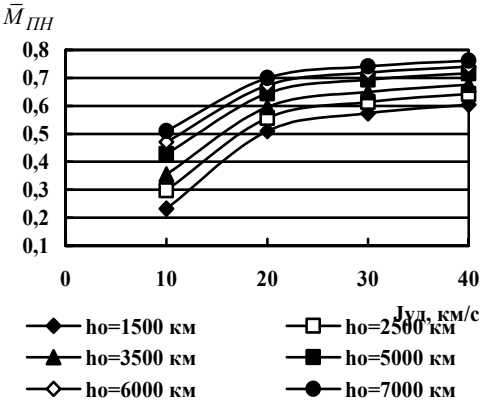

Рис. 3. Относительная масса полезной нагрузки от удельного импульса тяги для времени выведения 300 сут

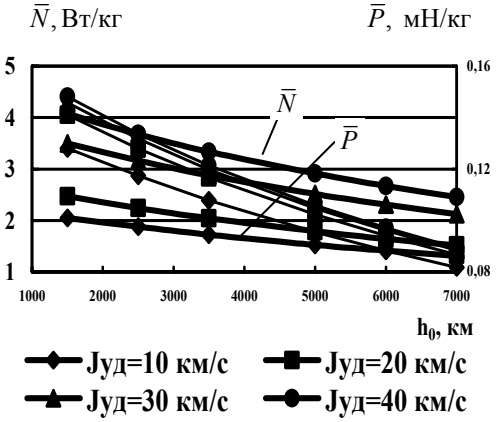

Рис. 4. Относительные мощность и тяга от высоты промежуточной орбиты

Относительная сухая масса ЭРДУ уменьшается с ростом высоты промежуточной орбиты и не зависит от величины удельного импульса. Исключение составляет эта зависимость от удельного импульса, равного 10 км/с, но, как указывалось выше, это значение удельного импульса не представляет интереса.

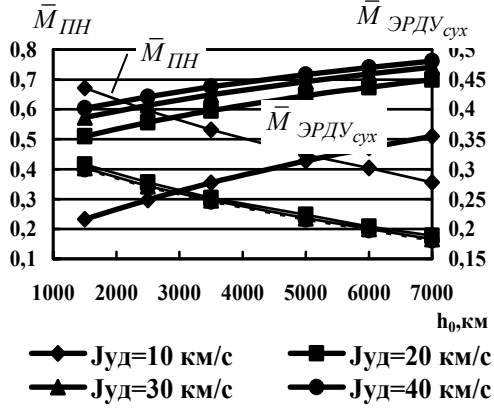

Рис. 5. Относительная масса полезной нагрузки и сухая масса ЭРДУ от высоты промежуточной орбиты

На графиках рис. 6 представлены кривые сравнительной зависимости $\bar{M}_{ПН}$ от $J_{уд}$ для I и II вариантов исходных данных и высоты промежуточной орбиты 1500 и 7000 км. Естественно, для второго варианта исходных данных величина $\overline{\mathbf{M}}_{\mathbf{ЭРДУ_{сух}}}$ [ачительно выше. Этот факт объясняется различным характером изменения массы рабочего тела с баком рабочего тела и системы преобразования и управления. Например, при увеличении удельного импульса в два раза, масса рабочего тела с баком рабочего тела уменьшается в 1,8 раза, а масса системы преобразования и управления увеличивается всего в 1,2 раза. В целом же при увеличении удельного импульса $\bar{M}_{ПН}$ увеличивается. Уменьшение удельной массы бака рабочего тела от 1,0 до 0,25 и СПУ от 50 до 30 кг/кВт приводит к росту $\bar{M}_{ПН}$ до 15-20 %. На графиках рис. 7 приведены зависимости $\bar{M}_{ПН}$ и $\bar{M}_{ЭРДУ_{сух}}$ от высоты промежуточной орбиты для двух вариантов исходных данных и $J_{уд}$ =40 км/с. Видно, что уменьшение удельной массы бака рабочего тела и массы СПУ приводит к росту относительной массы полезного груза до 15-20 % и снижению удельной сухой массы ЭРДУ на 50-60 %.

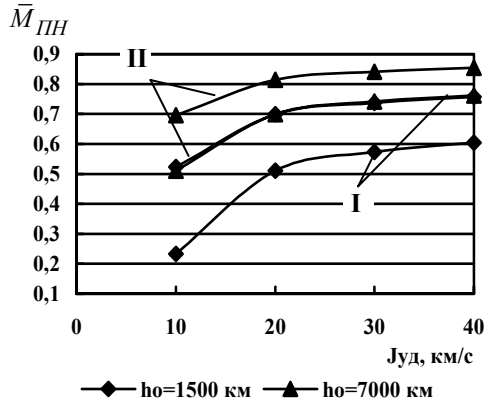

Рис. 6. Относительная масса полезной нагрузки от удельного импульса для высоты промежуточной орбиты 1500 и 7000 км и двух вариантов исходных данных

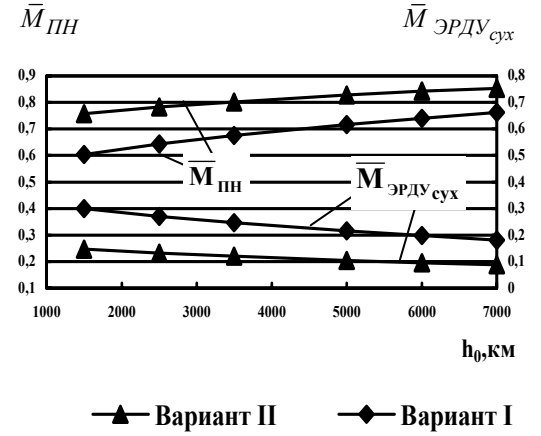

Рис.7. Относительные масса полезного груза и сухая масса ЭРДУ от высоты промежуточной орбиты для $J_{уд}$ =40 км/с и двух вариантов исходных данных

Заключение

Анализируя результаты расчетов, можно сделать следующие выводы.

1. При удельном импульсе 10 км/с и ниже проблематично использование ЭРДУ для перевода на ГСО из-за малого значения $\bar{M}_{ПН} \approx 0{,}25\text{-}0{,}50$.

2. С увеличением удельного импульса до $J_{уд}$ =20 км/с наблюдается интенсивный рост $\bar{M}_{ПН}$, после чего рост замедляется.

3. С увеличением времени выведения до τ =200-300 сут наблюдается интенсивный рост $\bar{M}_{ПН}$, после чего рост замедляется.

4. Значения $\bar{M}_{ПН}$ при увеличении времени выведения слабо зависят от величины удельного импульса в диапазоне $J_{уд}$ от 20 до 40 км/с.

5. С увеличением массы МС при постоянном удельном импульсе $\bar{M}_{ПН}$ не меняется.

6. Если иметь ввиду соотношение $M_{СЭС} \sim M_{СПУ}$, то микроспутник при значении времени выведения 300 сут может быть реализован только при $\bar{M}_{ПН}$, равном и более 0,4.

7. Значения $\bar{M}_{ЭРДУ_{сух}}$ слабо зависят от удельного импульса в диапазоне от 20 до 40 км/с.

Литература

1. Konstantinov M. The analysis of influence of electrical propulsion characteristics on efficiency of transport maneuvers // The 30-th International Electrical Propulsion Conference. – Florence, Italy, September 17-20, 2007. – JEPC-2007-212. – 18 p.

2. Формирование технического облика электроракетного транспортного модуля на основе солнечной энергетической установки и стационарных плазменных двигателей / Г.А. Попов, В. Ким, А.А. Билык и др. // Доклад на XV чтениях, посвященных творческому наследию К.Э. Циолковского. – Королев, 2002. – 5 с.

3. Лебедев В.А. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. – М.: ВЦ АН СССР, 1968. – Вып. 5. – 108 с.

4. Журавель Е.П., Москалев С.И., Толмачев В.В. Особенности проектирования аппарата с электрореактивным двигателем // Механика НАНУ и НКАУ, ИТМ. – К, 2000. – № 1. – С. 161-166.

Поступила в редакцию 31.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.