

не только сохранить наработанные технологии, но и создавать новые на благо украинского общества.

Наступивший век — это век, когда информация и знания стали экономическим и социальным ресурсом современной мировой культуры. Развитие интеллектуальных сообществ немыслимо без глобальных интеллектуальных многофункциональных интегрированных космических систем, которые должны решать насущные социально-экономические задачи человечества. Украина имеет необходимую материальную и информационную базу для того, чтобы не оказаться на затворах цивилизации и использовать свои знания и достижения в ракетно-космической области для повышения социально-экономического уровня своих согражданам.

1. Japan successfully launches new H-IIA rocket in August // Atoms. Japan.—2001.—45, N 10.

2. Markins J. C. A fresh look at space solar power: New architecture, concepts and technologies: Pap. 48th International Astronautical Federation Congress «Developing Business», Turin, 4–10 Oct. 1997.
3. Mecham M. Asias space tigers seek launcher role // Aviation Week and Space Technology.—1999.—151, N 24.—P. 74—75.
4. Shoebox-sized space probes take to orbit // Science.—1999.—284, N 5416.—P. 897—899.
5. Smith B. A. EELV competitors seek to achieve performance goals // Aviation Week and Space Technology.—1999.—151, N 24.—P. 54—60.
6. Warwick G. Birds mark first round of RLV contest // Flight Int.—2000.—157, N 4725.—P. 27.

#### DYNAMICS OF TENDENCIES OF SPACE EXPLORATION

O. Ye. Dzhur

We consider tendencies of the development of segments of the market of space technics and services which are perspective for Ukraine.

УДК 629.7.036.7

## К ВОПРОСУ ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

© В. И. Стаценко<sup>1</sup>, А. Н. Петренко<sup>1</sup>, И. Н. Стаценко<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Фізико-технічний інститут Дніпропетровського національного університету

<sup>2</sup>Науково-дослідний інститут енергетики Дніпропетровського національного університету

Применение электроракетных двигателей при выполнении энергоемких космических задач во многих случаях может существенно увеличить долю полезного груза в стартовой массе ракеты-носителя. С 1970-х гг. ЭРД стали активно использоваться в составе геостационарных спутников связи для коррекции их орбиты при длительном активном существовании. Из-за сравнительно небольшой мощности солнечной энергоустановки таких спутников и энергопотребления ЭРДУ выбор режимов работы электроракетных двигателей заключается в выборе режима с максимальным удельным импульсом тяги, при котором обеспечивается требуемая тяга и ресурс работы.

Ограничивающим параметром при этом является уровень потребляемой мощности.

При создании маршевых двигательных установок с ЭРД, предназначенных для выполнения энергоемких задач (вывод спутников на ГСО, межорбитальные и межпланетные перелеты и др.), основным ограничивающим параметром становится стартовая масса всей установки.

При выборе оптимальных режимов работы ЭРД в составе маршевой энергосиловой установки необходимо

димо учитывать не только массу двигательной установки, но и массу энергоустановки.

$$M_{\text{ЭСУ}} = M_{\text{ЭРДУ}} + M_{\text{ЭУ}}$$

С увеличением удельного импульса тяги масса ЭРДУ уменьшается главным образом за счет уменьшения массы рабочего тела. Масса же энергоустановки растет, так как с увеличением скорости истечения рабочего тела энергетические затраты на его ускорение увеличиваются пропорционально квадрату этой скорости.

Оптимальный удельный импульс ЭРД выбирается таким, при котором обеспечивается минимальная величина суммарной массы всей энергосиловой установки.

Рассмотрим более детально эти две составляющие массы ЭСУ.

#### РАСЧЕТ МАССЫ ЭРДУ

В состав ЭРДУ входят:

- 1) Собственно электроракетные движители (ПИД, СПД, ДАС, ИПД и др.), масса которых

зависит от суммарной тяги, типа ЭРД, ресурса и суммарного времени работы ЭРДУ:

$$M_{\text{эрд}} = f(P, T_{\text{pec}}, T_{\Sigma}).$$

Отношение  $n = T_{\Sigma}/T_{\text{pec}}$  определяет количество резервных движителей в двигательной установке. Таким образом,  $M_{\text{эрд}} = nM_{\text{эрд}}$ , а масса одного движителя зависит от типа ЭРД, тяги и качества проектирования и проектанта.

Для оценки можно принять  $M_{\text{эрд}}$  типа ПИД равной  $50P$  кг, где  $P$  — тяга в Н, для СПД и ДАС  $M_{\text{эрд}} = 30P$  кг.

2) *Система хранения и подачи с запасом рабочего тела.* При этом

$$M_{\text{пр}} = J_{\Sigma}/J_{\text{уд}} \text{ (кг),}$$

где  $J_{\Sigma} = PT_{\Sigma}$  Н·с — суммарный импульс тяги, необходимый для выполнения задачи,  $J_{\text{уд}}$  — удельный импульс тяги (м/с);

$$M_{\text{спп}} = f(M_{\text{пр}}).$$

Вид функции зависит от типа рабочего тела (газ, жидкость, металл). Обычно для газа ксенона  $M_{\text{спп}} = (0.4...0.5)M_{\text{пр}}$ , для щелочного металла цезия (в случае ПИД)  $M_{\text{спп}} = 0.2M_{\text{пр}}$ .

Эти соотношения ориентировочно реализуются на сегодняшнем уровне характеристик баков, клапанов и других элементов.

3) *Система электропреобразования и управления (СПУ).* Масса СПУ определяется главным образом мощностью, потребляемой ЭРДУ и элементной базой.

$$M_{\text{спу}} = f(N_{\text{эрду}}).$$

Для оценок можно принять

$$M_{\text{спу}} = (10...20)N_{\text{эрду}} \text{ (кг),}$$

где  $N_{\text{эрду}}$  — в кВт.

## РАСЧЕТ МАССЫ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ

Масса энергоустановки  $M_{\text{эу}}$  зависит от типа энергоустановки (ядерная или солнечная), суммарной мощности, потребляемой ЭРДУ и спецаппаратурой космического аппарата КА, ресурсом работы ЭУ.

При этом мощность ЭРДУ определяется потребной тягой, удельным импульсом и тяговым КПД ЭРДУ  $h_r$ :

$$N_{\text{эрду}} = PJ_{\text{уд}}/(2\eta_T) \text{ (Вт).}$$

Мощность, потребляемая спецаппаратурой КА, является заданной по условиям задачи.

Суммарная мощность ЭУ равна

$$N_{\Sigma\text{эу}} = N_{\text{эрду}} + N_{\text{са}}.$$

Масса ЭУ ядерного типа существенно зависит от мощности. В настоящее время такие установки для ближайших задач рассматривать не будем.

Масса ЭУ солнечного типа зависит от метода преобразования солнечной энергии в электрическую. Можно рассматривать два метода — турбомашинный и фотоэлектрический (ФЭП).

Наиболее перспективен метод ФЭП, и ориентировочно можно считать функцию зависимости  $M_{\text{эу}} = f(N_{\text{эу}})$  линейной:

$$M_{\text{эу}} = (0.02...0.03)N_{\text{эу}} \text{ (кг),}$$

где  $N_{\text{эу}}$  — в Вт.

Итак, задача на проектирование маршевой ЭСУ задается следующими параметрами:

1. Суммарная тяга ЭРДУ —  $P$ , Н.
2. Время работы ЭРДУ —  $T_{\Sigma}$ , с.
3. Тип энергоустановки.
4. Уровень мощности, потребляемой аппаратурой КА, кВт.

Подлежат выбору и расчету:

1. Тип ЭРД и рабочего тела.
2. Тяга одного двигателя.
3. Ресурс одного двигателя.
4. Удельный импульс тяги двигателя.
5. Мощность, потребляемая ЭРДУ.
6. Масса ЭСУ.

Основным параметром, определяющим величину суммарной массы ЭСУ и подлежащим оптимизации по ее минимуму, является  $J_{\text{уд}}$ .

Для решения оптимизационной задачи по выбору  $J_{\text{удопт}}$  переменные, составляющие  $M_{\text{эу}}$ , необходимо представить как функцию от  $J_{\text{уд}}$ :

$$M_{\text{пр}} = PT_{\Sigma}/J_{\text{уд}},$$

$$M_{\text{спп}} \approx (0.2...0.5)PT_{\Sigma}/J_{\text{уд}},$$

$$N_{\text{эрд}} = \frac{PJ_{\text{уд}}}{2\eta_T},$$

$$M_{\text{эу}} = (20...30) \left( \frac{PJ_{\text{уд}}}{2\cdot\eta_T} + N_{\text{са}} \right).$$

Итак (для случая газообразного рабочего тела и солнечной ЭУ с ФЭП),

$$M_{\text{эу}} = M_{\text{эрд}} + \frac{PT_{\Sigma}}{J_{\text{уд}}} + 0.4 \frac{PT_{\Sigma}}{J_{\text{уд}}} + 0.03 \left( \frac{PJ_{\text{уд}}}{2\cdot\eta_T} + N_{\text{са}} \right).$$

Дифференцируя это выражение по  $J_{\text{уд}}$  и приравнивая первую производную к нулю, можно найти первое приближение для  $J_{\text{удопт}}$ , обеспечивающее минимальную стартовую массу энергосиловой установки.

## Варианты технологического процесса

$T_{\Sigma}$ , тыс. ч	$J_{\text{удопт}} \text{ км/с}$	
	$\eta_T = 0.5$	$\eta_T = 0.6$
5	28.2	31
10	40.3	44
15	49	54
20	57	62.9

новки при заданных исходных данных.

$$J_{\text{удопт}} = 9.6\sqrt{T_{\Sigma}\eta_T}.$$

Задача может решаться в несколько циклов в связи с тем, что величина  $J_{\text{удопт}}$  может не реализовываться тем типом движителя, который выбран для первого варианта расчетов, или принятное в расчете значение  $\eta_T$  не реализуется при рассчитанном  $J_{\text{удопт}}$ .

Попадания в диапазон работоспособности выбранного типа ЭРД зависит от квалификации проектировщика. При предварительных оценках следует ориентироваться следующими диапазонами работоспособности различных типов ЭРД:

ПИД —  $J_{\text{уд}} = 20 \dots 60 \text{ км/с}$ ,  $\eta_T \approx 0.4 \dots 0.7$ ,

СПД —  $J_{\text{уд}} = 10 \dots 20 \text{ км/с}$ ,  $\eta_T \approx 0.3 \dots 0.4$ ,

ДАС —  $J_{\text{уд}} = 15 \dots 30 \text{ км/с}$ ,  $\eta_T \approx 0.4 \dots 0.6$ .

В более точных расчетах следует учитывать фун-

кциональную зависимость тягового КПД  $\eta_T$  от величины удельного импульса.

Вид этой зависимости разный для разных типов движителя, так что задача может решаться многими циклами с обязательным учетом реальных характеристик движителей.

1. Квасников Л. А., Латышев Л. А., Пономарев-Степной Н. И., Севрук Д. Д., Тихонов В. Б. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов. — М.: Изд-во МАИ, 2001.
2. Kulagin S., Statsenko I., Serebryansky V., Semenkin A. Some results of investigation of anode design influence on anode layer truster characteristics // The 24th International Electric Propulsion Conference. — Moscow, 1995.—IEPS-95-52.—P. 395—398.

## ON A CHOICE OF OPTIMUM OPERATIONAL MODES OF ELECTRICAL ROCKET PROPULSION SYSTEM

V. I. Statsenko, A. N. Petrenko, I. N. Statsenko

When choosing the optimum operational modes of ERP in the composition of an engine installation it is necessary to take into account not only the mass of the propulsion system, but also the mass of the energy-plant. As the specific impulse of the ERPS increases, the mass of ERPS diminishes primarily at the expense of a decrease of the propulsive mass. The mass of the energy-plant increases, since with magnification of the velocity of the outflow of the propulsive mass energy expenditures for its acceleration increases as the square of the velocity. The optimum specific impulse of ERP is picked in such a way that the minimum magnitude of the aggregate mass of the power-plant is ensured. We propose the mathematical model for a choice of the optimum solution of operation of plasma drives in the composition of the mid-flight engine installation.

УДК 621.983.001

## ОПТИМИЗАЦІЯ РАСЧЕТА МНОГООПЕРАЦІОННОЇ ВЫТЯЖКИ ТОНКОСТЕННИХ СТАКАНОВ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ СИЛЬФОНОВ

© В. В. Филипенко<sup>1</sup>, Ю. В. Оловаренко<sup>1</sup>, Н. Н. Убизький<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ДП «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод ім. А. М. Макарова»

<sup>2</sup>Фізико-технічний інститут Дніпропетровського національного університету

Наводиться алгоритм проектування технологічного процесу отримання тонкостенних трубкових заготовок для формоутворення сильфонів. Забезпечується оптимальний технологічний процес виготовлення за рахунок зменшення витрат на проектування та виробництво штамповового обладнання.

Сильфоны широко используются в конструкциях ракетно-космической техники в качестве компенсаторов динамических нагрузок и компенсации несущности соединения в трубопроводах.

Сильфоны представляют собой тонкостенные соуды с концентрическими, волнообразными складками — гофрами.

Все существующие типы и конструкции металлических сильфонов можно разделить на две группы, принципиально различные по способу изготовления и по роду исходной заготовки:

- 1) поперечношовные, сварные из мембран;
- 2) бесшовные или продольношовные, формованные механическим, гидравлическим или механо-