

УДК 629.454.4

**С.Г. БОНДАРЕНКО, П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ, Л.В. АДАМЧИК***НИИ энергетики Днепропетровского национального университета, Украина***К ОЦЕНКЕ ЭНЕРГОВЕСОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ПАСТООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ С ГЛУБОКИМ ДРОССЕЛИРОВАНИЕМ**

Сформирован общий подход к оценке энергвесовой эффективности ракетно-космических летательных аппаратов (ракет-носителей, разгонных блоков, космических аппаратов) с двигательными установками разных типов. Разработана достаточно простая методика сравнительной оценки такой эффективности, требующая исходных данных, как правило, известных из источников информации, причем минимального состава. Оценена энергвесовая эффективность аппаратов с дросселируемыми двигательными установками на пастообразном топливе. Показана достаточно высокая эффективность таких установок.

**летательный аппарат, ракета, разгонный блок, космический аппарат, двигательная установка, пастообразное топливо, энергетика, энергвесовая эффективность, характеристическая скорость**

**Введение**

Одной из определяющих проблем, решаемых при формировании облика ракетно-космических летательных аппаратов (ЛА), является выбор двигательной установки (ДУ) [1].

**1. Формулирование проблемы**

Оптимальность выбора ДУ определяет целевую и энергвесовую эффективность (ЭВЭ) аппарата, а также длительность его жизненного цикла. Для обеспечения такого выбора необходима разработка соответствующей методологии.

В настоящее время разработана методология оценки энергвесовой эффективности межорбитальных перелетов космических аппаратов (КА) различных типов [2, 3]. В ее основе лежат сравнительные оценки ЭВЭ КА с химическим, электрореактивными и ядерными двигательными установками (ДУ). Эта методология предназначена для начального этапа проектирования, но требует достаточно большого объема и в достаточной степени конкретизированных исходных данных. Она неприменима для сравнения ЭВЭ двигательных установок одного типа.

Оценке сравнительной эффективности ракет с химическими двигателями посвящена работа [4]. В ней вводятся критерии энергетического совершен-

ства, учитывающие низшую теплотворную способность топлива, соотношения начальной стартовой массы аппарата и массы выводимой полезной нагрузки, а также требуемую орбитальную скорость. Такой критерий позволяет «абстрагироваться от частных задач небесной баллистики и возможных сценариев использования транспортной системы» [4]. Такой метод, к сожалению, неприменим для сравнения ЛА с химическими двигателями и одинаковыми топливами, но разной конструкции, например, с дросселируемыми и недросселируемыми двигателями.

В целом анализ публикаций и практических задач определил потребность в дальнейшей разработке описанной методологии в направлении сравнения ЭВЭ ЛА с дросселируемыми и недросселируемыми ДУ одного типа, а также ДУ разных типов, при существенной неопределенности и даже недостатке в исходных данных для проведения расчетов. Решение этой проблемы является целью настоящего исследования, причем основной акцент должен быть сделан на определении эффективности дросселируемых двигателей на пастообразном топливе.

**1.1. Общие соотношения.** В качестве основы для сравнения энергвесовой эффективности ЛА могут быть приняты соотношения, приведенные в упомянутых работах [1 – 4].

Наиболее общим и при этом наиболее показательным является запас характеристической скорости (ЗХС) ЛА, определяемый по формуле Циолковского:

$$W = -J_{y\delta} \ln\left(\frac{G_k}{G_0}\right) = -J_{y\delta} \ln\left(1 - \frac{G_{mon}}{G_0}\right), \quad (1)$$

где  $J_{y\delta}$  – удельный импульс ДУ;  $G_k$ ,  $G_0$ ,  $G_{mon}$  – конечный, начальный веса ЛА и вес топлива соответственно.

**1.2. Постановка задачи.** Рассмотрим задачу разработки методики проведения сравнительной оценки энергетической эффективности ЛА: ракетносителей (РН) и их отдельных ступеней, разгонных блоков (РБ), КА – с ДУ разных типов, в том числе совпадающих, с глубоким дросселированием и без него. Основным требованием к методике является использование минимального состава исходных данных для такой оценки, который тоже необходимо определить. Собственно методика должна оперировать достаточно доступными данными. Она должна быть ориентирована на принятие решения по применению дросселируемых ДУ на пастообразном топливе.

## 2. Решение проблемы

Общее решение поставленной задачи заключается в моделировании полета сравниваемых ЛА с едиными начальными (НУ) и конечными кинематическими условиями движения с программами управления (ПУ), оптимизирующими конечный вес полезной нагрузки (ПН)  $G_{nn}$ , или с едиными НУ и  $G_{nn}$  и ПУ, максимизирующими конечную высоту орбиты  $h_{кр}$ . Тогда  $G_{nn}$  и  $h_{кр}$  будут показателями ЭВЭ. Точность оценки будет определяться полнотой и точностью модели движения, исходных данных (ИД) характеристикам ЛА, в том числе ДУ и ПУ.

Наиболее простой по трудоемкости получения и объему необходимых ИД оценкой ЭВЭ является  $W$ . Минимальный состав ИД включает  $J_{y\delta}$ ,  $G_k$ ,  $G_0$ ,

$G_{mon}$ . Это достаточно грубая оценка. Она не учитывает следующих особенностей: возможность повышения ЭВЭ путем многократного включения ДУ и потери энергетика из-за неоптимальности реализуемых программ управления ЛА, ограничений на допустимые перегрузки, времена работы ДУ, угловое движение носителя.

Более корректной и при этом достаточно простой является следующая оценка ЭВЭ. В известных источниках по ЛА присутствуют данные о  $G_{nn}$  и высотах опорных и конечных орбит выведения, которым соответствуют радиусы  $r_0, r_k$ . По сути пара  $(r_0, r_k)$  определяет энергетику ЛА с учетом влияния на нее всех перечисленных особенностей. Тогда реализуемая в пуске энергетика может быть оценена суммарными затратами скорости (СЗС)[3]:

$$v = v_0 \left\{ (\bar{r}_k - 1) \sqrt{2} / \sqrt{\bar{r}_k (\bar{r}_k + 1)} + \left( 1 - \sqrt{\bar{r}_k} \right) / \sqrt{\bar{r}_k} \right\}; v_0 = \sqrt{\mu / r_0}; \bar{r}_k = r_k / r_0, \quad (2)$$

где  $\mu$  – гравитационный параметр Земли.

Методика оценки ЭВЭ заключается в следующем. ЭВЭ для любой пары ЛА ( $i = 1, 2$ ) будем оценивать по ЗХС, определенному для одинакового сухого веса равного, например,  $G_k$  одного из аппаратов, при неизменном исходном  $G_{0i}$ :

$$W_{1i} = k_i W(G_{0i}, G_{ki}); \forall i: G_{ki} = const, \quad (3)$$

где  $k_i = W_i / v_i$  – коэффициент приведения к новому расчетному случаю;  $W_i = W(G_{0i}, G_{moni})$ ,  $v_i$  – ЗХС и СЗС  $i$ -го ЛА, определенные по известным в источниках данным.

Влияние ДУ на ЭВЭ ЛА (назовем его ЭВЭ ДУ) оценим величиной ЗХС, определенном для  $G_{mon}$  того же оцениваемого ЛА при неизменном исходном  $G_{0i}$ :

$$W_{2i} = k_i W(G_{0i}, G_{moni}); \forall i: G_{moni} = const. \quad (4)$$

Оценим целесообразность применения в ЛА вновь разрабатываемых дросселируемых ракетных ДУ на унитарном пастообразном топливе (ДУПТ)

[5] путем сравнения с ЭВЭ известных аппаратов. В [6] теоретически показано, что такие ДУ целесообразно применять для задач выведения ПН на орбиту с фиксированным временем полета. Дополним эту оценку сравнением ЭВЭ известных РБ, ИД которых взяты из [7 – 9] и приведены в табл. 1.

Таблица 1  
Сравнением ЭВЭ известных РБ

РБ	$G_0$ , кг	$G_k$ , кг	$r_0$ , км	$r_k$ , км	РН
Икар	3210	2175	6591	7291	Союз-2
Фрегат	4400	500	7871	42371	Союз-2
Блок Л	6900	2150	6591	7291	Молния
Блок ДМ	20700	2600	6571	42371	ПротонДМ
Бриз-М	22000	3200	6571	42371	ПротонМ
АКБ-3	3000	200	6571	42371	Днепр
TOS	10800	3100	6648	42371	МТКК
РАМ-А	5790	1000	6648	42371	МТКК
РАМ-Д	3450	635	6648	42371	МТКК
РАМ-Д2	3490	850	6648	42371	МТКК
SCOTS	4350	1130	6648	42371	МТКК
JRJS	1830	450	6648	42371	МТКК
ДУПТ	3605	905	6571	42371	-

ЭВЭ РБ из таблицы представлены на рис. 1.

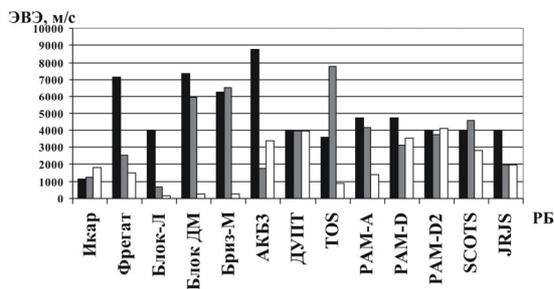


Рис. 1. ЭВЭ РБ: ■ –  $W$ ; ■ –  $W_1$ ; □ –  $W_2$

Анализ ЭВЭ показывает целесообразность дальнейшей разработки РБ с ДУПТ, поскольку по  $W$  и  $W_1$  ожидаемая эффективность – средняя (для РБ с твердотопливными ДУ – высокая), а по  $W_2$  – высокая.

### Заключение

Разработана методика сравнительной оценки ЭВЭ ЛА разных типов. Определен минимальный состав необходимых ИД. Показана сравнительно высокая ЭВЭ РБ с ДУПТ. Дальнейшие исследования имеет смысл посвятить разработке методики для расширенного объема исходных данных.

### Литература

- Семенов Ю.П., Соколов Б.А. Судьба ракеты зависит от двигателя. К 90-летию со дня рождения В.П. Глушко // Космонавтика и ракетостроение. – 1998. – № 13. – С. 211-214.
- Сафронович В.Ф., Чинарев А.А., Эмдин Л.М. Энергетическая эффективность межорбитальных перелетов КА различных типов // Космические исследования. – 1977. – Т. 15, № 4. – С. 540-545.
- Эмдин Л.М. Аналитическое определение тяги при межорбитальных перелетах // Космические исследования. – 1973. – № 6. – С. 951-954.
- Амброжевич М.В., Карташев А.С., Яшин С.А. Критериальные оценки транспортного совершенства летательных аппаратов с баллистическими и орбитальными траекториями полета // Авиационная и космическая техника и технология. – 2006. – № 4 (30). – С. 25-30.
- Иванченко А.Н., Бондаренко С.Г. Состояние разработки дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе // Проблемы высокотемпературной техники. – 2007. – С. 40-50.
- Хорольский П.Г. Баллистическая целесообразность глубокого гибкого регулирования маршевых двигателей ракет-носителей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 10 (36). – С. 11-13.
- Призваны временем. Ракеты и космические аппараты Конструкторского бюро «Южное» / Под общ. ред. С.Н. Конюхова. – Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004. – 232 с.
- Уманский С. Ракеты-носители. Космодромы. – М.: Изд-во Рестарт+, 2001. – 216 с.
- Межорбитальные транспортные буксиры США и Италии на твердом топливе (Обзор 1975 – 1990 гг.) // Экспресс-информация. ГОНТИ-3. Сер. IV. – М.: ВИНТИ, 1991. – 45 с.

Поступила в редакцию 16.05.2008

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