

УДК 629.764  
ББК 39.62

## **АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПОВЫШЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТНЫХ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ НА ОРБИТЫ**

**Андриенко А. Я.<sup>1</sup>, Тропова Е. И.<sup>2</sup>, Чадаев А. И.<sup>3</sup>**  
*(ФГБУН Институт проблем управления  
им. В.А. Трапезникова РАН, Москва)*

*Приводятся результаты исследований по перестройке базовой стратегии выведения ракет-носителей (РН) на околоземные орбиты – перестройке, направленной на повышение безопасности эксплуатации РН.*

Ключевые слова: ракета-носитель, безопасность эксплуатации, стратегия выведения на орбиты.

### **1. Введение**

В самом конце XX века в Институте проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН была предложена концепция [1 и др.] перестройки базовой стратегии управления выводением ракеты-носителя (РН) на околоземные орбиты – перестройки, направленной на смену приоритетов в критериях качества выведения: в качестве основного принимается критерий, характеризующий безопасность эксплуатации средств выведения (СрВ). В результате этой перестройки оказывается возможным, в частно-

---

<sup>1</sup> Анатолий Яковлевич Андриенко, заведующий лабораторией, доктор технических наук, профессор (vladgic@ipu.ru).

<sup>2</sup> Елена Ивановна Тропова, научный сотрудник (тел. (495) 334-88-71).

<sup>3</sup> Александр Иванович Чадаев, старший научный сотрудник, кандидат технических наук (тел. (495) 334-88-71).

сти, выведение в космос по любому азимуту, поэтому стратегию [1] будем в дальнейшем называть всеазимутальной.

Посредством полноразмерного моделирования на ЭВМ процессов выведения применительно к *существующему* парку РН были выявлены последствия гипотетического перехода на всеазимутальную стратегию управления выведения. Отметим наиболее примечательные из этих последствий.

1. Повышается безопасность выведения полезного груза (ПГ) на орбиту из-за снижения аэродинамических нагрузок на РН и облегчения условий спасания ПГ в нештатных ситуациях на атмосферном участке полёта РН.

2. Снижается до предельно минимального значения ущерб землепользования при штатных пусках РН вследствие ликвидации территориальных районов штатного падения отработавших частей РН вне космодрома.

3. Сокращается (в десятки раз) вероятность нанесения экологического ущерба вне территории космодрома при аварийных ситуациях в процессе выведения.

4. Снижается, как следует из дальнейшего изложения, загрязнение космического пространства при эксплуатации СрВ.

Однако обескураживающе глубоким оказалось выявленное падение (почти двукратное) грузоподъёмности существующего парка ракет-носителей при перестройке стратегии управления их выведением. И основной причиной тому явилось несоответствие облика традиционных РН всеазимутальной стратегии управления выведением. Этот облик – с примерно равномерным распределением по ступеням общего запаса характеристической скорости РН и уменьшающейся от ступени к ступени тяговооруженностью – сложился, главным образом, из условия максимизации массы ПГ, выводимого на орбиту.

## **2. Облик перспективных ракетных средств выведения на орбиты**

Перспективные СрВ, адекватные задаче безопасного выведения, при всём своём потенциальном разнообразии заметно отлича-

ются от традиционных РН. Приведём краткое, сопоставительное с традиционными РН, описание предельного облика таких СрВ.

1. Первая, лифт-бустерная, ракетная ступень предназначена для доставки РН на безатмосферный участок полёта (на высоту свыше 50 км) по практически вертикальной траектории (независимо от азимута пуска), выбираемой из условия приведения всех потенциальных точек падения<sup>1</sup> ступени на заданное безопасное удаление от стартовых сооружений (в данных исследованиях оно принималось равным 5 км). По тяговооружённости эта ступень не отличается от I ступеней традиционных РН, но в энергетическом отношении (по запасу топлива, характеристической скорости) она значительно слабее; масса сухой конструкции заметно больше, чем в традиционных РН, так как данная ступень СрВ должна оснащаться а) бортовой системой предохранения старта от разрушения (при аварийном выключении двигателей в районе стартовых сооружений), а также б) системами спасания (мягкой посадки) отработавшей I ступени и обеспечения многоразового её использования.

2. Вторая, разгонная, ступень предназначена для скорейшего увода РН с территории страны по заданному азимуту при относительно малых значениях угла тангажа, обеспечивающих приведение точки падения отработавшей второй ступени в акваторию Мирового океана<sup>2</sup>. Эта ступень должна быть энергетически более совершенной, чем вторые ступени традиционных РН (в части отношения конечной массы к начальной и по удельному импульсу тяги). Тяговооружённость её должна быть больше обычной, а двигательная установка допускать глубокое дросселирование тяги (с возможным отключением основного двигателя ступени и с доразгоном РН на работающем рулевом

---

<sup>1</sup> Потенциальная точка падения для текущего момента времени определяется в предположении, что двигатель в этот момент выключается.

<sup>2</sup> Предполагается, что при любом азимуте запуска на дальности свыше 6000 км найдётся акватория Мирового океана, пригодная для захоронения отработавшей ступени РН.

двигателе) для ограничения перегрузок в условиях, порождаемых сильно меняющейся текущей массы ступени.

3. Третья, экстракторная<sup>1</sup>, ступень предназначена для довыведения ПГ на орбиту при штатном режиме выведения и быстрого извлечения и увода ПГ от РН в аварийных ситуациях. В двигательную установку этой ступени входит блок твёрдотопливных двигателей (ТТД), при одновременном включении которых обеспечивается аварийное спасание ПГ (при ускорении до 8g); при последовательных включениях ТТД обеспечивает совместно с ЖРД малой тяги довыведение в штатном режиме полёта с небольшими перегрузками. Запас топлива (полного импульса тяги) – на порядок меньше, чем в традиционных ступенях.

### **3. Пример возможной реализации перспективных СрВ**

Представленное в предыдущем разделе описание облика СрВ следует проиллюстрировать примером численного оценивания этого облика. В качестве такого примера принималась РН среднего класса, прототипом которой является РН «Зенит». Этот пример интересен в том отношении, что он связан с переводом данной РН с украинской на российскую конструкторско-производственную базу: к сожалению, этот перевод не сопровождался сколько-нибудь заметным совершенствованием российской РН по сравнению с прототипом.

Ввиду большого объёма работ, связанных с расчётом характеристик РН и траекторий их полёта, ограничимся здесь представлением двух содержательных версий перспективных РН, доставляющих некоторые приближения к предельному облику перспективных СрВ среднего класса. При построении этих версий, во-первых, будем ориентироваться на реальные возможности существующих ЖРД; во-вторых, будем воспроизводить

---

<sup>1</sup> Термин заимствован из зарубежных публикаций (см., например, [2]).

здесь только часть свойств предельного облика перспективных СрВ.

В первом цифровом столбце таблицы 1 приведены типизированные данные прототипа – РН «Зенит». Одна из особенностей прототипа, учитываемая и при баллистических расчётах версий перспективных СрВ, состоит в программировании тяги двигателей из условия обеспечения заданных ограничений по перегрузке.

Основной результат построения версий РН представлен во втором столбце таблицы 1 в виде значений параметров перспективной РН с общим запасом топлива, равным запасу топлива прототипа, но перераспределённым по ступеням в соответствии с всеазимутальной стратегией управления выведением. Баллистические расчёты РН *версии 1* проводились в предположении, что в составе версии используются

- на I ступени – тот же двигатель 11Д520, что и в прототипе;

- на II ступени для обеспечения потребной тяговооружённости (см. п.2, раздел 2) вместо рулевого двигателя 11Д513 прототипа – четырёхкамерный двигатель 11Д451 разработки КБХА, вместо основного двигателя 11Д123 – так называемая «четвертушка» двигателя 11Д520 (с высотным соплом);

- на III ступени – двигатель 11Д58М разработки НПО «Энергия».

Как следует из данных таблицы 1, перекомпоновка РН из двухступенчатого прототипа в трёхступенчатую РН версии 1 при сохранении общей массы топлива приводит к возрастанию массы сухой конструкции на 20%, к малозаметному изменению грузоподъёмности ракеты при традиционной стратегии управления выведением и к четырёхкратному снижению потерь в грузоподъёмности, вызванных перестройкой стратегии управления выведением. Выявленное здесь 10%-е снижение грузоподъёмности (с 12,0 до 10,7 т массы ПГ – см. последние две строки таблицы для РН прототипа и РН версии 1) из-за смены приоритетов в критериях качества управления выведением не столь уж существенно.

Таблица 1. Основные характеристики РН среднего класса<sup>1</sup>

Наименование параметра РН	РН прото- тип	РН версии 1	РН версии 2
Стартовая масса, т	458	466	536
Масса рабочих запасов топлива			
I ступени, т	324	230	272
II ступени, т	81,2	173,4	196
III ступени, т	–	2,9 – 4,4	5,0
Масса сухой конструкции			
I ступени, т	32	32	34
II ступени, т	7,5	15,1	16,3
III ступени, т	–	0,4	0,5
Номинальный расход топлива			
I ступени, т/с	2,4	2,4	2,492
II ступени, т/с	0,266	0,6893	0,6893
III ступени, т/с	–	0,0242	0,0242
Удельный импульс тяги в пустоте на			
I ступени, с	336,2	336,2	340
II ступени, с	349	356	356
III ступени, с	–	360	360
Масса ПГ, выводимого на орбиту			
– при традиционной стра- тегии управления выве- дением, т	12,0	12,2	–
– при всеазимутальной стратегии управления выведением, т	5,5	10,7	12,2

<sup>1</sup> Примечание к таблице 1: данные по массе ПГ приведены применительно к выведению на круговую орбиту высотой 383 км и наклоном 56°.

В РН *версии 2* (последний столбец таблицы 1) повышение грузоподъёмности РН до первоначальной достигается с использованием тех же двигателей, что и в РН версии 1 (с форсированием двигателя 11Д520 до предельного значения – на 3,8 %), так что стартовая масса РН возрастает на 15 %.

Наконец, отметим, что масса части конструкции СрВ, выводимой на орбиту вместе с ПГ во всеазимутальных РН версий 1 и 2, на порядок меньше, чем в РН прототипе; соответственно снижается и интенсивность загрязнения космического пространства при эксплуатации СрВ.

#### **4. Частные проблемы создания перспективных СрВ**

К ещё нерешённым проблемам, связанным с созданием перспективных СрВ, относится разработка методик обоснования

1) размеров и координат района посадки блоков первой ступени с учётом динамики активного и пассивного участков полёта в реальных условиях атмосферы над космодромом;

2) ограничений на зоны возможных районов падения отделяющихся элементов и блоков верхних ступеней СрВ в Мировом океане;

3) распределения допустимых перегрузок по ступеням СрВ;

4) управляемости и устойчивости движения СрВ на всех участках полёта.

#### **5. Заключение**

Представленные в статье результаты исследований возможностей экологизации эксплуатации РН свидетельствует, в частности, о том, что при переводе РН среднего класса на российскую конструкторско-промышленную базу имеется вполне реальная возможность создания ракеты-носителя нового поколения – всеазимутальной с повышенной безопасностью и экологичностью эксплуатации. Дальнейшее совершенствование такой РН связано с решением проблем предохранения стартовых

сооружений и спасания ПГ в аварийных ситуациях, обеспечения многоразового использования отдельных частей СрВ и др.

### **Литература**

1. АНДРИЕНКО А.Я., ВОЛКОВ В.Я., ИВАНОВ В.П., ЧАДАЕВ А.И. *Исследование возможностей повышения безопасности средств выведения на основе выбора базовых стратегий управления выведением* // Отчёт Института проблем управления РАН по теме 059-94/08. – 1994. – С. 23–30.
2. ГРОДЗОВСКИЙ Г.Л., ИВАНОВ Ю.Н., ТОКАРЕВ В.В. *Механика космического полёта (проблемы оптимизации)*. – М.: Наука, 1975. – 704 с.

### **ANALYSING POSSIBILITIES OF OPERATION SAFETY INCREASE OF PROSPECTIVE ROCKET LAUNCHERS**

**Anatolii Andrienko**, Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Laboratory Head, Doctor of Science, professor (Moscow, Prof-soyuznaya st., 65, (495) 334-88-71, vladguc@ipu.rssi.ru).

**Elena Tropova**, Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, researcher, (495) 334-88-71, vladguc@ipu.rssi.ru

**Alexander Chadaev**, Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, cand. Sc., senior scientific worker, (495) 334-88-71, vladguc@ipu.rssi.ru

*Abstract: We suggest reorganization of the basic strategy of launching vehicles into near-earth orbits,, which is directed to increase safety of operation during the launch.*

Keywords: launch vehicle, operation safety, strategy of launching.

*Статья представлена к публикации  
членом редакционной коллегии М. В. Губко*