

УДК 629.784

## КОСМИЧЕСКИЙ ТРАНСПОРТ. АНАЛИЗ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

Кадыров А.С., Смагина В.С., Нурмагамбетов А.М.

*Казахдинский государственный технический университет Республика Казахстан, Караганда, e-mail: verosm@mail.ru*

У существующих транспортных средств – традиционных ракет-носителей и разгонных космических ступеней имеются свои достижения и недостатки. Многообразие типов созданных ракет-носителей с грузоподъемностью от нескольких сот килограммов до более 100 т, а также опыт их эксплуатации позволяют проследить прогресс в достижении и совершенствовании характеристик ракет-носителей и одновременно недостатки, присущие этим транспортным средствам. Факторами, препятствующими широкому использованию ракетно-космической техники, продолжают оставаться высокая стоимость как средств выведения, так и самой полезной нагрузки, а также необходимость в привлечении больших производственных мощностей для их изготовления. В статье рассмотрен новый способ выведения космического аппарата на высоту приемлемую для запуска ракеты при помощи дирижаблей.

**Ключевые слова:** космический транспорт, перспективы, развитие, гептил, дирижабль, воздушный старт

## SPACE TRANSPORT. ANALYSIS AND PROSPECTS

Kadyrov A.S., Smagina V.S., Nurmagambetov A.M.

*Karaganda State Technical University, Republic of Kazakhstan, Karaganda, e-mail: verosm@mail.ru*

Existing vehicles – traditional rockets and cosmic acceleration stages have their achievements and shortcomings. The variety of types designed rockets with a payload capacity of a few hundred kilograms to over 100 tons, and experience of their operation make it possible to track progress in achieving and improving the performance of launch vehicles and at the same time the drawbacks of these vehicles. Factors hindering the widespread use of rocket and space technology, continues to remain high as the cost of launch vehicles and the most payload, as well as the need to attract more production capacity to manufacture them. The article describes a new way to launch a spacecraft to a height acceptable to launch a rocket using airships.

**Keywords:** space transportation, prospects, growth, heptyl, airship, air start

В мире достаточно большое количество способов запуска ракет. Много средств и сил направлено на улучшение старых и разработку новых путей вывода ракеты на орбиту.

Вариант запуска ракеты с космодрома имеет внушительное количество недостатков. Одной из главных проблем является огромный объём топлива, необходимого для преодоления ракетой земного притяжения и ускорения свободного падения, равного у Земли приблизительно  $9,8 \text{ м/с}^2$ . Во время подъёма ракеты на первые 10 километров, тратится половина её топливной энергии.

### Цель исследования

Разработка новых способов выведения космических аппаратов на орбиту актуален вообще и в частности для центрального Казахстана, в котором находится космодром Байконур. В период 2008–2011 гг. с космодрома «Байконур» было произведено 91 запуск, 4 из них – аварийных (ракета-носитель «Протон»). В связи с этим статья направлена на нахождение новых, более эффективных и менее затратных в ресурсных и экологических аспектах, способов выведения космических аппаратов на орбиту Земли.

Характеристики и условия эксплуатации ракет-носителей еще далеки от совершенства. У современных ракет-носителей с жидкост-

но-ракетным двигателем на долю топлива может приходиться до 85% стартовой массы. Факторами, препятствующими широкому использованию ракетно-космической техники, продолжают оставаться высокая стоимость как средств выведения, так и самой полезной нагрузки, а также необходимость в привлечении больших производственных мощностей для их изготовления. Кроме того, при эксплуатации современных ракет-носителей требуется иметь зоны отчуждения, т.е. свободные от судоходства акватории Мирового океана или неиспользуемые территории суши, предназначенные для падения отработавших ступеней, что со временем становится все более затруднительным из-за интенсивно развивающейся хозяйственной деятельности человека, захватывающей все новые территории.

Еще одной проблемой является засорение околоземного космического пространства отработавшими верхними ступенями ракет-носителей и окончившими свой срок активного существования космическими аппаратами. В настоящее время в космосе находится несколько тысяч таких объектов, число их растет, и возрастающая засоренность космоса начинает вызывать беспокойство. От падающих остатков таких космических объектов нас защищает плотный слой атмосферы, в котором они сгорают.

Но они становятся опасными для авиации, особенно для сверхзвуковых транспортных реактивных самолетов, летающих на больших высотах (до 18 км), где кинетическая энергия падающих обломков еще не успевает рассеяться [1].

*Требования к ТКС.* Перспективы освоения околоземного космоса и проблемы, связанные с эксплуатацией современных средств выведения космических аппаратов, позволяют сформулировать общие требования к транспортным космическим системам будущего. Предполагается, что развертывание в космосе крупногабаритных конструкций будет проводиться из большого количества однотипных элементов, узлов и деталей, изготовление которых возможно непосредственно на сборочной ОКС из доставляемых с Земли полуфабрикатов (например, полосового проката, намотанного на бобину). Транспортировка сырья и готовой продукции космического производства возможна в контейнерах с достаточно плотной упаковкой. Поэтому объем и масса модулей полезного груза не являются лимитирующими для перспективных транспортных космических систем.

Неизменным ко всем перспективным транспортным космическим системам остается требование осуществлять доставку грузов на опорную околоземную орбиту с минимальным ущербом экологического характера. При больших масштабах применения перспективные ТКС не должны загрязнять атмосферу Земли вредными продуктами сгорания топлива, превышать допустимые нормы по акустическим нагрузкам, сбрасывать в полете или оставлять на орбите отдельные элементы конструкции [1].

Применение в качестве первой ступени двух твердотопливных ускорителей в много-разовых транспортных космических кораблях способствует повышению надежности системы и безопасности экипажа, но в то же время приводит к опасности загрязнения атмосферы продуктами сгорания твердого топлива, включающего перхлорат аммония, полибутадиев и добавки алюминия. С момента старта МТКК до высоты около 40 км (окончание работы ускорителей) в окружающее пространство выбрасывается несколько сот тонн продуктов сгорания, включающих такие токсичные компоненты, как частицы окиси алюминия, окись углерода, газообразный хлористый водород и др. Вредное воздействие продуктов сгорания может заключаться в токсичном загрязнении облачного покрова, в выпадении кислотных дождей и непрогнозируемом изменении погоды.

Существует и другая опасность такого типа – разрушение стратосферного озонного слоя под влиянием хлористых со-

единений, т.е. образование так называемых «окоп» в озоновом слое. Как известно, этот слой предохраняет все живущее на Земле от губительных ультрафиолетовых лучей, посылаемых Солнцем.

На данный момент известно несколько способов запуска ракет. Одним из перспективных является *воздушный старт* – способ запуска ракет с высоты нескольких километров, куда доставляется запускаемый аппарат. Средством доставки чаще всего служит самолёт, но может выступать и воздушный шар или дирижабль. Наиболее часто данный способ в настоящее время используется для запуска аппаратов по суборбитальной траектории, либо для вывода спутников на околоземную орбиту.

За счет воздушного старта можно произвести существенную экономию, именно поэтому он приобретает все большую популярность. В этой связи, реализация в России программы «Воздушный старт» (сброс ракеты с борта самолета, которая осуществляется совместно с Индонезией) выглядит как реальный шанс снизить высокие издержки от запуска ракет-носителей и, тем самым, повысить доходность программ по выводу в космос коммерческого полезного груза.

Данный проект не только позволяет отказаться в ряде случаев от строительства стационарных космодромов и осуществлять запуск практически из любой точки Земли, но и отвечает требованиям сегодняшнего космического рынка. Идея такого необычного старта состоит в том, что тяжелый транспортный самолет «Руслан» доставляет двухступенчатую ракету со спутником на высоту 11 километров и сбрасывает. Когда с помощью парашюта ракета принимает вертикальное положение, производится запуск первой ступени. С технической точки зрения, выводимая на опорную орбиту высотой 200 км и наклонением 90 градусов масса полезного груза на порядок превышает показатели аналогичных американских проектов, а возможность выведения комплексом «Воздушный старт» полезного груза массой 0,8 тонны на геостационарную орбиту (высота 36000 км) не имеет прецедентов в мировой практике.

Вариант запуска ракеты с космодрома имеет внушительное количество недостатков. Одной из главных проблем является огромный объем топлива, нужного для преодоления ракетой земного притяжения и ускорения свободного падения. Во время подъема ракеты на первые 10 километров, тратится половина её топливной энергии. К тому же, при сгорании топлива, в состав которого входит много нефтепродуктов (керосин, водород и другие соединения) вы-

деляется громадное количество веществ загрязняющих окружающую среду (газообразных выбросов, происходят проливы топлива и образуются твердые отходы в виде отработавших элементов конструкции) Отказ от космической деятельности невозможен. Однако необходимо уменьшить или устранить вредные последствия.

*Способ запуска космической ракеты.* В настоящее время известен дирижабль, представляющий собой комбинацию аэростата с движителем (обычно винтовой с электрическим двигателем или с двигателем внутреннего сгорания) и системы управления ориентацией (рули управления), благодаря которой дирижабль сможет двигаться в любом направлении независимо от направления воздушных потоков [2].

Недостатком такого устройства является отсутствие правильной стартовой площадки из нескольких дирижаблей для подъема ракеты на высоту старта [3].

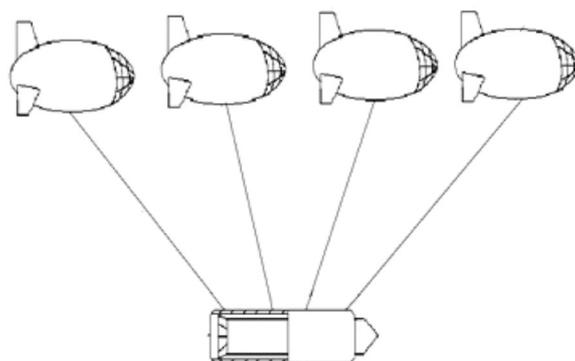
Наиболее близким к предлагаемому по технической сущности и достигаемому результату является способ старта ракеты с самолета для выведения полезного груза на орбиту, включающий выход ракеты с полезным грузом из самолета, запуск на безопасном от самолета расстоянии маршевого двигателя первой ступени, плоскости отклонения управляющих органов которого развернуты в плане по отношению к плоскостям стабилизации ракеты, разворот ракеты с использованием дополнительной реактивной установки в заданное угловое положение в вертикальной плоскости перед началом реализации программного движения, отличающийся тем, что в момент начала управляемого движения с помощью маршевого двигателя в бортовой системе управления замеряют и сравнивают величины угловых параметров движения в канале тангажа с заданной областью их допустимых значений, определяемых из условия обеспечения ста-

билизации ракеты на последующем участке движения, причем в случае нахождения их в пределах допустимых значений с указанного момента времени осуществляют при помощи маршевого двигателя стабилизацию ракеты относительно программной траектории, а если в момент начала управляемого движения ракеты величины угловых параметров в канале тангажа превосходят пределы допустимых значений, то с этого момента времени по команде системы управления отклоняют одновременно управляющие органы двигателя в направлении отработки полученных угловых рассогласований в каналах тангажа и крена, при этом управление ракетой в канале рыскания осуществляют с момента окончания приведения величин угловых параметров движения в канале тангажа в область их допустимых значений и с этого же момента времени с помощью маршевого двигателя начинают стабилизировать ракету относительно программной траектории [4].

Недостатком такого способа является большая масса топлива, необходимая для подъема ракеты на высоту старта.

В связи с недостатками выше указанных способов запуска космической ракеты возникла необходимость в разработке альтернативных способов запуска космической ракеты и улучшение экологической обстановки окружающей среды.

Возможно предложить способ запуска космической ракеты, осуществляемый стартовой системой, состоящей из платформы, размещенной на ней ракеты, нескольких дирижаблей, соединенных с платформой тросами. С помощью дирижаблей стартовая система поднимается на высоту запуска, затем ракету стартует с платформы под действием размещенного в ней порохового заряда и работы реактивного двигателя, отличающийся тем, что с целью уменьшения вредных выбросов подъем осуществляется дирижаблями (рисунок) [3].



*Способ воздушного запуска космической ракеты*

Способ запуска космической ракеты, осуществляемый стартовой системой, состоящей из платформы, размещенной на ней ракеты, нескольких дирижаблей, соединенных с платформой тросами. С помощью дирижаблей стартовая система поднимается на высоту запуска, затем ракету стартует с платформы под действием размещенного в ней порохового заряда и работы реактивного двигателя.

На ракету в момент взлета и движения действует реактивная сила пропорциональная разности отделяющихся частиц и движения ракеты, и изменению массы аппарата по времени (уравнение Мещерского Н.В.) [5].

$$m \frac{dv}{dt} = (u - v) \frac{dm}{dt} + F \quad (1)$$

где  $u$  – скорость уходящих частиц;

$F$  – обобщенная сила активных и пассивных реакций;

$v$  – скорость движения ракеты;

$m$  – мгновенное значение массы материальной точки, равно сумме масс ракеты  $m_0$  и топлива  $m_1$  ( $m = m_0 + m_1$ ).

Сила  $F$  в общем случае включает в себя силу тяжести  $P$ , центробежную силу  $F_{\text{ц}}$  и силу сопротивления воздуха движению ракеты. Сила сопротивления воздуха  $P_{\text{в}}$ , пропорциональная  $n$ -ой степени скорости движения ракеты, плотности воздуха  $p_{\text{в}}$  и наибольшему поперечному сечению ракеты (миделево сечение). Центробежная сила  $P_{\text{ц}}$ , действующая на ракету вследствие вращения земли.

Учет этих сил позволяет представить уравнение (1) в виде:

$$m \frac{dv}{dt} = \frac{dm}{dt} (u - v) - G \frac{M \times m}{R^2} - p_{\text{в}} S V^n + m \omega^2 R \quad (2)$$

Уравнение (2) представляет собой уравнение (1) с раскрытой силой  $F$ . Полученное уравнение сложно для решения в общем виде.

Для определения вида функции

$$m_1 = f(H),$$

где  $H$  – высота подъема ракеты, исследуем уравнение (1), а для получения расчетной формулы уравнение (2). Рассматривая уравнение (1) и не учитывая силу  $F$  получим:

$$(m_0 + m_1) \frac{dv}{dt} = (u - v) \left( \frac{dm_0}{dt} + \frac{dm_1}{dt} \right)$$

т.к.  $m_0 = \text{const}$ ,  $\frac{dm_0}{dt} = 0$  и обозначив  $u - v = -c$ , получим:

$$(m_0 + m_1) \frac{dv}{dt} = -c \frac{dm_1}{dt} \quad (3)$$

Это уравнение решил К.Э. Циолковский, получив функцию скорости в момент полного расхода топлива ( $m_1 = 0$ ). Нас же интересует зависимость  $m_1$  от  $H$ . Проинтегрировав (6) получим:

$$dV = -c \frac{dm_1}{dm_0 + m_1}$$

$$V = -c \ln(m_0 + m_1) + D$$

где  $D$  – постоянная интегрирования, при  $t = 0$ ,  $V_0 = 0$ ,  $m_1 = m_1^*$  (начальный расход топлива)

Определим постоянную  $D$

$$V = -c \ln(m_0 + m_1) + D$$

$$0 = -c \ln(m_0 + m_1^*) + D$$

$$D = c \ln(m_0 + m_1^*)$$

Найдем  $V$

$$V = -c \ln(m_0 + m_1) + c \ln(m_0 + m_1^*)$$

$$V = \{ \ln(m_0 + m_1^*) - \ln(m_0 + m_1) \}$$

$$V = c \ln \frac{m_0 + m_1^*}{m_0 + m_1} \quad (4)$$

Заменяя скорость  $V$  на  $\frac{H}{t}$ , где  $H$  – высота, произведя преобразования получим:

$$m_1 = \frac{m_1^*}{\frac{V}{e^c}} - \frac{m_0 \left( e^{\frac{V}{c}} - 1 \right)}{\frac{V}{e^c}} = \frac{m_1^*}{\frac{H}{e^{ct}}} - \frac{m_0 \left( e^{\frac{H}{ct}} - 1 \right)}{\frac{H}{e^{ct}}} \quad (5)$$

Произведем расчет

$$m_1 = \frac{m_1^*}{\frac{H}{e^{ct}}} - \frac{m_0 \left( e^{\frac{H}{ct}} - 1 \right)}{\frac{H}{e^{ct}}} \quad (6)$$

Сухая масса ракеты «Протон» ( $m_0$ ) равна  $4,7 \cdot 10^4$  кг, а масса топлива ( $m_1^*$ ) –  $6,2 \cdot 10^5$ . Скорость истечения с керосина равна  $3000 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ , водорода –  $4500 \frac{\text{М}}{\text{с}}$ . Принимая, что на высоту 10000 м ракета поднимается за 10 с, производится расчет.

Показатель  $e^{\frac{H}{ct}}$  (для керосина)

$$e^{\frac{H}{ct}} = e^{\frac{10^4}{3 \cdot 10^3 \cdot 10}} = e^{0,33} \sim 1,4$$

Тогда

$$m_1 = \frac{6,2 * 10^5}{1,4} - \frac{4,7 * 10^4 (1,4 - 1)}{1,4} = 4,42 * 10^5 - 1,34 * 10^4 = 42,86 * 10^4 .$$

То есть, для подъема на высоту 10 км будет истрчено больше половины топлива. Старт с такой высоты значительно уменьшит выбросы гептила.

#### **Выводы**

Таким образом, способ запуска космической ракеты, осуществляемый стартовой системой, состоящей из платформы, размещенной на ней ракеты, нескольких дирижаблей, соединенных с платформой тросами находящихся на высоте значительно уменьшит выбросы гептила.

#### **Список литературы**

1. Пилотируемые космические корабли. Сборник статей. – М.: Машиностроение, 1968.
2. Данные универсальной интернет энциклопедии <http://ru.wikipedia.org/wiki/Дирижабль>.
3. Кадыров А.С., Исабеков Ч.М., Эрих Е.В., Нурмагамбетов А.М., Кадырова И.А. Способ запуска космической ракеты. Заявление о выдаче инновационного патента Республики Казахстан на изобретение. – Караганда: КарГТУ, 2012.
4. Патент РФ (RU, патент 2394201, МПК. В64G1/24, 2008 год).
5. Инженерный справочник по космической технике. – М.: Воениздат, 1969.