

ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К МАРШЕВЫМ ДВИГАТЕЛЯМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА С ЖИДКОСТНЫМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

© 2015 г. Солнцев В.Л., Радугин И.С., Задеба В.А.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070,
e-mail: post@rsce.ru

В статье представлены результаты проектных исследований, проведенных РКК «Энергия» по вопросу выбора маршевых двигателей для перспективной ракеты-носителя сверхтяжелого класса, предназначенной для осуществления пилотируемых полетов с космодрома «Восточный».

В качестве основного критерия выбора маршевых двигателей принята концепция обеспечения требуемого уровня надежности ракеты сверхтяжелого класса, начиная с первого пуска, за счет применения двигателей, создаваемых на базе отработанных кислородно-керосиновых жидкостных ракетных двигателей многоразового применения — НК-170, и опережающего начала летных испытаний ракетных блоков первой ступени в составе ракеты среднего класса.

Рассмотрена эффективность резервирования двигательных установок ракетных блоков с точки зрения надежности и безопасности эксплуатации ракеты-носителя в целом с учетом реальных характеристик средств аварийной защиты.

Ключевые слова: *ракета-носитель сверхтяжелого класса, проектирование космического ракетного комплекса, космодром «Восточный».*

BASIC REQUIREMENTS FOR MAIN ENGINES OF ADVANCED LIQUID-PROPELLED SUPER-HEAVY LAUNCH VEHICLES

Solntsev V.L., Radugin I.S., Zadeba V.A.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation,
e-mail: post@rsce.ru

The paper presents the results of design studies conducted by RSC Energia on the subject of selecting main engines for an advanced super-heavy launch vehicle intended for manned missions to the Moon from the Vostochny launch site.

Adopted as the prime criterion for the main engines selection was the concept of assuring the required level of reliability for the super-heavy rocket starting with its first launch through the use of engines developed on the basis of the tried-and-true reusable oxygen/kerosene liquid-propulsion rocket engines — NK-170 and starting the flight testing of the first stage of the rocket ahead of time by means of integrating it into a medium-lift launch vehicle.

The paper discusses the efficiency of providing redundancy for propulsion systems of rocket stages from the standpoint of operational reliability and safety of the launch vehicle as a whole taking into account actual characteristics of emergency protection equipment.

Key words: *super-heavy launch vehicle, space rocket system design, Vostochny launch site.*



СОЛНЦЕВ В.Л.



РАДУГИН И.С.



ЗАДЕБА В.А.

СОЛНЦЕВ Владимир Львович — президент РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
SOLNTSEV Vladimir L'vovich — President of RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

РАДУГИН Игорь Сергеевич — кандидат технических наук, генеральный конструктор средств выведения РКК «Энергия», e-mail: igor.radugin@rsce.ru
RADUGIN Igor Sergeevich — Candidate of Science (Engineering), General Designer of launch vehicles at RSC Energia, e-mail: igor.radugin@rsce.ru

ЗАДЕБА Владимир Анатольевич — кандидат технических наук, заместитель начальника отделения — начальник лаборатории РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
ZADEBA Vladimir Anatol'evich — Candidate of Science (Engineering), Deputy Head of Division — Head of Laboratory at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

Введение

В последние годы в России проводятся проектные исследования, целью которых является выработка общей концепции создания ракет-носителей нового поколения. В первую очередь речь идет о возможности создания российской ракеты-носителя сверхтяжелого класса (РН СТК) для осуществления пилотируемых полетов на Луну и в перспективе — к Марсу. Предполагается, что такая РН будет эксплуатироваться на вновь создаваемом космодроме «Восточный».

Основные особенности РН СТК связаны с ее размерностью (стартовая масса порядка 2 400 т), высокой стоимостью создания и эксплуатации, жесткими требованиями по надежности и безопасности.

Одной из центральных проблем, которую нужно решить при создании такой ракеты, является обеспечение высокой надежности практически с первого пуска, поскольку большая стоимость и уникальность каждого запуска ракеты такого класса исключает возможность эволюционного достижения надежности путем доработок конструкции и совершенствования эксплуатационной документации по результатам анализа результатов продолжительных летных испытаний, как это было в прошлом, например, при создании ракет семейства Р7 или ракеты «Протон». О неприемлемости такого подхода свидетельствует опыт создания

первой советской РН сверхтяжелого класса — Н-1. После первых четырех аварийных пусков летные испытания ее были прекращены, а советская программа пилотируемых полетов на Луну закрыта [1].

Именно под влиянием результатов критического анализа создания и летных испытаний ракеты Н-1 была принята общая концепция разработки и наземной экспериментальной отработки отечественной сверхтяжелой ракеты «Энергия». Успешные результаты двух ее запусков показали эффективность принятых мер для обеспечения надежности ракеты такого класса уже при первых пусках. При этом нужно учитывать, что многие технические решения, реализованные на этой ракете, были новыми для отечественной ракетно-космической отрасли. Поэтому опыт, полученный при разработке и экспериментальной отработке РН «Энергия», и оставшийся научно-технический задел, без сомнения, должны быть использованы при создании новой РН СТК.

Одно из наиболее важных проектных решений, апробированных при создании РН «Энергия», — это опережающее начало летных испытаний ракетных блоков первой ступени в составе РН «Зенит», что сыграло существенную роль для обеспечения надежности на первых пусках. К моменту первого запуска РН «Энергия» было осуществлено девять пусков ракеты «Зенит», подтвердивших надежность двигательной установки (ДУ) блоков первой ступени.

Поэтому первую ступень вновь создаваемой РН СТК целесообразно комплектовать из отдельных ракетных блоков, которые могут пройти летную отработку в составе ракет меньшей грузоподъемности.

Преимуществом такого подхода является возможность создания целого семейства ракет различной грузоподъемности, запуски которых будут проводиться чаще, чем ракеты сверхтяжелого класса, что позволит поддерживать стабильность производства и, соответственно, высокое качество изготовления составных частей сверхтяжелой ракеты.

Из-за сложного экономического положения страны трудно в ближайшее время ожидать полномасштабного развертывания работ по созданию отечественной РН СТК. Но если ориентироваться на разработку семейства РН различной грузоподъемности, то на базе него при необходимости можно будет быстро создать надежные средства выведения нужной грузоподъемности для осуществления пилотируемых полетов на Луну. Для начала такой работы требуется меньший объем финансирования, чем для создания непосредственно ракеты сверхтяжелого класса.

С учетом изложенного в данной статье рассмотрен перспективный вариант РН СТК с точки зрения выбора маршевых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), которые, как показывает практика, в значительной степени определяют надежность современных ракет-носителей.

Общие принципы обеспечения надежности и безопасности эксплуатации маршевых двигателей ракетных ступеней

Возможные виды отказов ЖРД и их последствия. Как уже отмечалось, каждый пуск РН СТК будет уникальным событием, поэтому ее отказы в полете недопустимы.

Потери от аварий могут включать:

- экономическую составляющую, связанную, например, с разрушением стартового комплекса, потерей носителя и космического аппарата (КА), ликвидацией экологического ущерба, внедрением мероприятий по недопущению повторных отказов и т. п.;
- последствия, не поддающиеся точному экономическому учету: приостановка (и даже отмена) космических программ, снижение конкурентоспособности на мировом рынке космических услуг, для пилотируемых полетов — потеря экипажа.

Материальный ущерб от аварий в настоящее время имеет тенденцию к увеличению вследствие высокой стоимости стартовых

сооружений, растущей стоимости выводимых полезных грузов и повышения стоимости мероприятий по защите окружающей среды от загрязнений.

Анализ результатов эксплуатации ракеты-носителя с ЖРД показывает, что более 50% их аварий так или иначе связаны с отказами двигателей.

Отказы ЖРД после завершения наземной экспериментальной отработки и летных испытаний в составе РН обычно происходят из-за производственных дефектов или нарушений условий эксплуатации.

Отказы маршевых двигателей, как правило, приводят к аварии РН с потерей полезной нагрузки. Но в случаях, когда отказ двигателей происходит на начальном участке полета, ущерб от аварий возрастает из-за падения ракеты на стартовый стол или вблизи от него, что приводит к разрушениям сооружений стартового комплекса (СК). Характерными примерами таких событий были аварии ракет-носителей Н-1 (03.03.1969 г.) и «Зенит» (04.10.1990 г.), когда в результате падения ракет были разрушены стартовые сооружения.

Отказы маршевых двигателей в некоторых случаях сопровождаются взрывом, что представляет опасность для экипажа при пилотируемых пусках независимо от момента времени, когда произошел отказ. Такой характер отказов типичен для ЖРД, выполненных по замкнутой схеме, в которых на турбину турбо-насосного агрегата (ТНА) поступает окислительный газ.

В соответствии с этим при выборе компоновочных схем вновь создаваемых РН особое внимание уделяется результатам анализа возможных видов отказов двигателей и их последствий.

В табл. 1 в качестве примера приведены некоторые данные о причинах и последствиях отказов в полете отечественных ЖРД.

Устойчивость ракетных ступеней к отказам двигателей. Для минимизации вероятности отказа ракетной ступени количество двигателей должно быть возможно меньшим (в идеале — один). Но это влечет за собой необходимость увеличения тяги единичного двигателя, что имеет известные ограничения, особенно для тяжелых ракет, например, по возможностям стендов, где проводятся наземные огневые испытания двигателей.

Если в состав ракетной ступени входит несколько двигателей, то, естественно, возникает вопрос о возможности выполнения задачи пуска при отказе и выключении одного или нескольких двигателей.

Таблица 1

Данные о причинах и последствиях отказов в полете отечественных ЖРД

| Двигатели | РН | Количество отказов в полете | | Причина отказа | Последствия отказа |
|--------------------------|----------|-----------------------------|---------|--|--|
| | | Всего | В т. ч. | | |
| 11Д51 (НК-15) | Н-1 | 3 | 1 | Снижение режима работы двигателя с 8 с из-за высокочастотных колебаний газогенератора, разрушение трубок отбора горячего к датчикам вследствие повышенных вибраций | Потеря полезной нагрузки |
| | | | 1 | Предположительная причина — попадание на вход в насос окислителя постороннего предмета | Потеря полезной нагрузки и разрушение старта вследствие падения РН |
| | | | 1 | Разрушение двигателя из-за разгара насоса окислителя. Предположительно из-за разрушения радиально-упорного подшипника | Потеря полезной нагрузки |
| РД-171М (РД-171, РД-170) | «Зенит» | 3 | 1 | Попадание масла в газовый тракт после турбины | Потеря полезной нагрузки и разрушение старта вследствие падения РН |
| | | | 1 | Дефект при изготовлении элемента конструкции двигателя | Потеря полезной нагрузки |
| | | | 1 | Попадание постороннего предмета внутрь кислородного насоса | Потеря полезной нагрузки |
| РД-120 | | 2 | 2 | Неправильный выбор материала элемента кислородного насоса | Потеря полезной нагрузки |
| 11Д511, 11Д512 | «Союз» | 6* | 1 | Отказ управляющего электропневмоклапана | Потеря полезной нагрузки |
| | | | 2 | Отказ системы зажигания топлива в камере | Потеря полезной нагрузки |
| | | | 1 | Попадание постороннего предмета в кислородный насос | Потеря полезной нагрузки |
| | | | 1 | Высокочастотная неустойчивость | Потеря полезной нагрузки |
| | | | 1 | Попадание постороннего предмета в насос перекиси водорода | Потеря полезной нагрузки |
| 14Д14 (11Д43) | «Протон» | 3 | 1 | Попадание технологической заглушки внутрь тракта горячего | Потеря полезной нагрузки |
| | | | 1 | Ошибка при сборке насоса окислителя | Потеря полезной нагрузки |
| | | | 1 | Дефект при сборке разъемного соединения тракта горячего | Потеря полезной нагрузки |

Примечание. * — приведены отказы, произошедшие после 1980 г.

Реализация полноценного резервирования ЖРД в ДУ ракетных ступеней, состоящих из нескольких двигателей, является непростой задачей.

Возможность выполнения задачи пуска при отказе одного или нескольких двигателей зависит от количества двигателей, наличия средств выключения отказавших двигателей без взрыва и возгорания. Характерным примером создания резервированной ДУ первой ступени является отечественная ракета Н-1 (рис. 1) [2], где в состав первой ступени входило 30 двигателей 11Д51 (НК-15), и теоретически задача пуска могла быть выполнена при отказах даже нескольких из них. Более современный пример — это ракета *Falcon-9*, на первой ступени которой имеются девять ЖРД *Merlin 1C* (рис. 2) [3].

При запуске РН *Falcon-9* 08.10.2012 г. один из девяти двигателей *Merlin 1C* был выключен, но основная задача — выведение на орбиту КА *Dragon* — была выполнена.

В обоих случаях первые ступени были выполнены как моноблоки, что позволяет при выключении отдельных двигателей израсходовать весь запас топлива. В случае, если оставшиеся работоспособными двигатели не форсируются для поддержания программной тяги, для компенсации возрастающих гравитационных потерь скорости РН требуется увеличивать гарантийный запас топлива, что, в свою очередь, снижает полезную грузоподъемность ракеты.

При создании резервированной ДУ следует учитывать, что отказ двигателя может сопровождаться его взрывом, приводящим к разрушению всей ступени. В составе ракеты Н-1 были специальные средства аварийной защиты (САЗ), которые диагностировали в полете техническое состояние каждого двигателя и должны были выдавать команду на выключение до того, как отказавший двигатель взорвется.

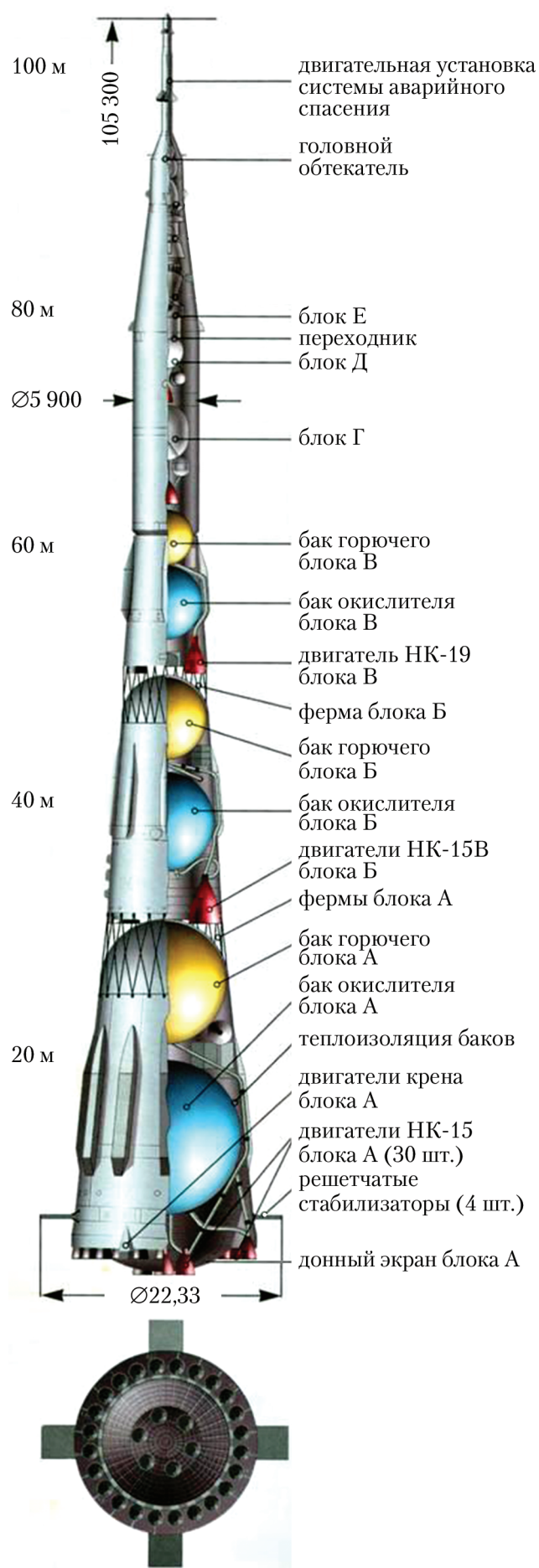


Рис. 1. Ракета-носитель Н-1



Рис. 2. Ракета-носитель Falcon-9

Процессы развития аварий в маршевых двигателях весьма скоротечны, поэтому не все виды отказов, приводящие к взрыву, реально могут быть охвачены средствами контроля и исполнения.

Это свойство САЗ двигателей характеризуется величиной, которая получила название «коэффициент охвата». Коэффициент охвата (α) равен относительной доле отказов двигателя, при которых выключение произойдет без взрыва, и обычно трактуется как вероятность безаварийного выключения отказавшего двигателя.

Кроме этого, существует опасность выдачи ложной команды на выключение двигателя, когда он фактически исправен. Это свойство характеризуется вероятностью того, что за все время работы двигателей САЗ не выдадут ложную команду на выключение двигателя (p_n).

С учетом этого вероятность безотказной работы (ВБР) резервированной ДУ, состоящей из N двигателей, когда без ущерба для выполнения задачи пуска в любой момент времени может отказать не более D из них, а режим работы оставшихся исправными двигателями не меняется, можно определить по формуле:

$$P_{ДУ} = (pp_n)^N + \sum_{i=1}^D \binom{i}{N} \sum_{j=0}^i \binom{i}{j} \times \\ \times p^{N-j} p_n^{N-i-j} (1-p)^j \alpha^j (1-p_n)^{i-j},$$

где $\binom{i}{N}$ — биномиальный коэффициент; p —

ВБР единичного двигателя.

На рис. 3 в качестве примера, иллюстрирующего эффективность резервирования ДУ из 30 двигателей (как на первой ступени ракеты Н-1), представлены графики зависимости ВБР ДУ в целом от надежности единичного двигателя, когда задача пуска выполняется при отказе и безаварийном выключении с момента старта ракеты не более двух двигателей. Из графиков видно, что если ВБР единичного двигателя будет выше 0,985, то в идеальном случае ($\alpha = 1$, $p_n = 1$) надежность ДУ в целом окажется выше ВБР единичного двигателя. Однако, на самом деле при реальных значениях вероятностей ($\alpha < 1$ и $p_n < 1$) эффект от резерва существенно снижается. Это было продемонстрировано результатами летных испытаний ракеты Н-1, при которых на первой ступени наблюдались и ложные выключения исправных двигателей, и низкая эффективность САЗ по предотвращению взрыва и возгорания отказавших двигателей [1].

При «блочной» структуре первой ступени ракеты, когда эта ступень состоит из нескольких отдельных ракетных блоков, такое резервирование может быть реализовано только в пределах одного ракетного блока и, по существу, единственным способом — за счет форсирования оставшихся исправными двигателей для компенсации потери тяги и выработки всего топлива.

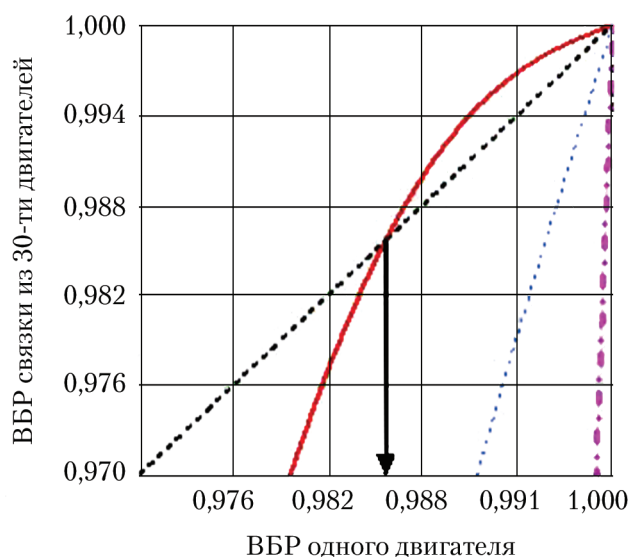


Рис. 3. Зависимости вероятности безотказной работы (ВБР) двигательной установки (ДУ) в целом (связки из 30-ти двигателей) от ВБР единичного двигателя: — идеальное резервирование: $p_n = 1$, $\alpha = 1$; — $p_n = 0,999$, $\alpha = 0,9$; — единичный двигатель; — ДУ без резерва

При выборе количества двигателей в составе первой ступени ракеты (или первых двух ступеней при «пакетной» схеме) нужно принимать во внимание также необходимость обеспечения увода ракеты от СК для предотвращения его разрушения в случае отказа двигателя на начальном участке полета. Увод РН может осуществляться за счет избыточной тяговооруженности первой ступени или посредством введения в состав ракеты специальных двигателей увода, например, твердотопливных ускорителей.

Минимальное количество однотипных двигателей N , работающих на начальном участке полета ракеты, необходимое для удовлетворения требования по ее уводу от СК при отказе одного двигателя, можно определить как решение неравенства:

$$\frac{R(N-1)}{M_0 g} > 1, \quad (1)$$

где R — тяга единичного двигателя, а M_0 — стартовая масса ракеты.

При известном начальном значении тяговооруженности ракеты n_0 , которое определяется

$$\text{соотношением } n_0 = \frac{RN}{M_0 g}, \text{ решение неравенства (1)}$$

$$\text{имеет вид: } N > \frac{1}{1 - \frac{1}{n_0}}.$$

На рис. 4 приведен график изменения наименьшего количества двигателей на первой ступени РН, при котором обеспечивается ее увод от СК при отказе одного из двигателей, как функции от начальной тяговооруженности.

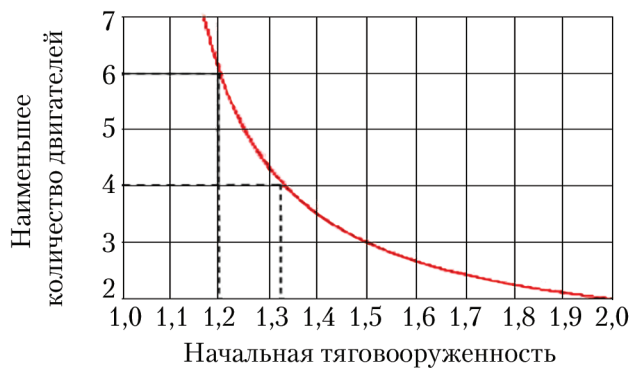


Рис. 4. Изменение наименьшего количества двигателей на первой ступени ракеты-носителя, при котором обеспечивается ее уход от стартового комплекса при отказе одного из двигателей, в зависимости от начальной тяговооруженности

Из графика на рис. 4 видно, что при начальной тяговооруженности РН СТК $n_0 = 1,2 \dots 1,3$ для выполнения требования по возможности ухода аварийной РН с целью сохранения СК, количество маршевых ЖРД должно быть не менее 4–6 шт.

В качестве верхнего ограничения количества двигателей можно рассматривать допустимый уровень вероятности отказов двигателей на начальном участке полета, сопровождающихся взрывом и разрушением ракеты, поскольку в таком случае ракета упадет на СК независимо от располагаемой тяговооруженности.

Чем большее количество двигателей работает на начальном участке полета (первые ~20 с), тем больше вероятность аварии РН и падения ее на старт или вблизи от него. Это связано с возможностью отказа двигателя, сопровождающегося взрывом и возгоранием, приводящими к разрушению ракеты.

Вероятность аварии РН с катастрофическими последствиями в общем случае, если в ее состав входит несколько различных типов двигателей, можно приближенно оценить по формуле:

$$Q = 1 - \prod_{i=1}^{K} [p_i + (1 - p_i)\alpha_i]^{k_i}, \quad (2)$$

где Q — вероятность возникновения катастрофической аварии из-за отказа двигателя; K — количество видов двигателей в составе РН; p_i — вероятность безотказной работы единичного двигателя; α_i — коэффициент охвата САЗ; k_i — количество двигателей одного типа.

В формуле (2) не учтена возможность аварии из-за ложного выключения двигателей, поскольку в настоящее время для РН обычно предусматривается блокировка выключения двигателей на начальном участке полета.

Блокировка выключения двигателей на начальном участке полета, с одной стороны, защищает СК от падения ракеты из-за выдачи ложной команды на выключение двигателя, а с другой — увеличивает риск отказа двигателя

со взрывом и разрушением ракеты до ухода ее от места старта на безопасное расстояние.

На рис. 5 приведены графики, иллюстрирующие влияние количества двигателей и коэффициента охвата на вероятность возникновения катастрофической аварии в предположении, что все двигатели будут иметь одинаковую вероятность безотказной работы $p = 0,998$ и величину коэффициента охвата α .

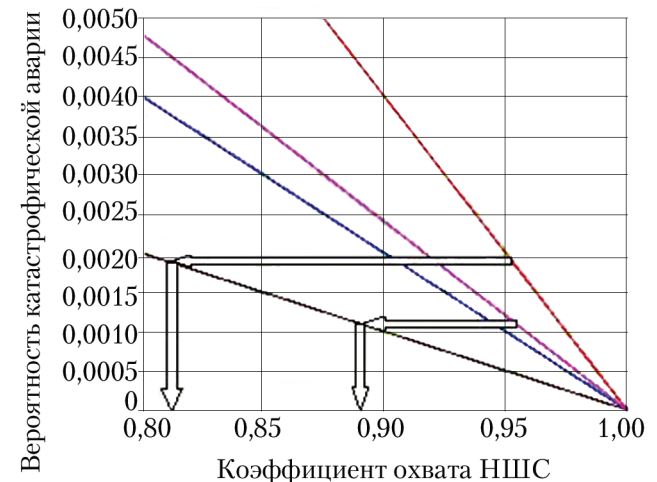


Рис. 5. Влияние количества двигателей и коэффициента охвата на вероятность возникновения катастрофической аварии
Примечание. ■ — 5 двигателей («Энергия-5КВ»); ■ — 10 двигателей; ■ — 20 двигателей; ■ — 12 двигателей.

Графики, приведенные на рис. 5, иллюстрируют то, что при прочих равных условиях с увеличением количества двигателей необходимо обеспечивать большее значение α , т. е. располагать более эффективными средствами САЗ.

Как следует из изложенного, при увеличении количества двигателей в составе ракетной ступени возрастает роль САЗ двигателей.

Необходимыми условиями создания эффективных САЗ двигателей являются обеспечение надежности системы диагностики технического состояния двигателей в полете и быстрое действие исполнительных элементов, обеспечивающих останов двигателя (или перевод его на аварийный режим работы) до его разрушения.

Одной из тенденций, наметившейся в настоящее время в ракетно-космической отрасли в части выбора ЖРД для перспективных отечественных средств выведения, является попытка критически оценить апробированные ранее технические решения, исходя из таких критериев, как надежность, стоимость создания и эксплуатации двигателей.

Если принимать в качестве определяющего показателя технического совершенства РН энергомассовую отдачу — отношение выводимой полезной нагрузки к стартовой массе, то из этого естественно вытекает требование

к обеспечению максимального удельного импульса тяги двигателя для выбранных компонентов топлива. Реализация такого требования вступает в противоречие с выполнением других, не менее важных показателей, таких как затраты времени и средств на создание, экспериментальную отработку и изготовление, надежность и безопасность эксплуатации ЖРД и РН в целом.

В связи с этим предлагается создать новое поколение ЖРД, уменьшение стоимости изготовления и повышение надежности которых будут обеспечиваться за счет снижения требований к удельному импульсу. Такой подход мотивируется существованием тесной связи путей достижения максимального удельного импульса с усложнением схемы двигателя, повышением напряженности его основных параметров, использованием дорогостоящих материалов и технологий при изготовлении. Уровень напряженности большинства основных параметров ЖРД во многом определяется давлением в камере сгорания. В частности, от этого зависит необходимая мощность ТНА — одного из основных и наиболее дорогостоящих элементов ЖРД. По некоторым оценкам [4], снижение давления в камере сгорания с предельно достижимого уровня 250 кгс/см^2 до 150 кгс/см^2 может снизить трудоемкость и стоимость изготовления ЖРД в полтора раза.

Статистические данные об авариях ЖРД при стендовой огневой отработке и в полете показывают, что выбор схемы двигателей также оказывает влияние на их надежность.

Двигатели, выполненные по схеме с дожиганием окислительного газа, взрывались чаще, чем двигатели других схем (без дожигания окислительного газа, с дожиганием или без дожигания восстановительного газа) [4]. При наличии производственных дефектов процесс возгорания в кислой среде при высокой температуре развивается очень быстро. Это усложняет создание эффективных САЗ ЖРД, способных надежно отключить отказавший двигатель до его взрыва.

В этой связи в качестве перспективного направления рассматривается создание двигателей, работающих по схеме с дожиганием восстановительного газа. Такая схема уже была успешно реализована на отечественном двигателе РД-0120, разработанном КБ Химавтоматики (КБХА) для второй ступени РН «Энергия», где в качестве компонентов топлива использовались жидкие кислород и водород.

При разработке проектных материалов по вопросу создания многоразовой ракетно-космической системы в Государственном

космическом научно-производственном центре им. М.В. Хруничева (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева) рассмотрена возможность применения на первой ступени двигателей, работающих по схеме с дожиганием восстановительного газа на сжиженном природном газе (СПГ) и жидком кислороде [5]. Использование СПГ позволяет повысить удельный импульс по отношению к керосину, а восстановительное рабочее тело турбины ТНА должно позволить создать эффективную САЗ с глубиной охвата нештатных ситуаций не менее 0,90–0,95.

Проект прототипа такого ЖРД был разработан КБХА — РД-0162, с тягой 250...300 т при давлении в камере сгорания 160 атм [6].

Согласно результатам исследований, проведенных в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, при использовании четырех двигателей типа РД-0162 в составе маршевой ДУ ракетного блока может быть реализовано «горячее» резервирование двигателей при допустимом уровне форсирования оставшихся работоспособными двигателей не менее, чем на 33% от номинала [6]. Предполагается, что это в сочетании с высокой эффективностью САЗ должно существенно повысить надежность РН.

Рассмотрим эффективность резервирования ДУ в пределах отдельного ракетного блока первой ступени, состоящей из четырех автономных двигателей, когда при отказе и безаварийном выключении одного двигателя оставшиеся исправными двигатели переводятся в форсированный режим работы [6].

Если полагать, что в форсированном и номинальном режимах двигатель имеет одну и ту же надежность, то ВБР связки из четырех автономных двигателей определяется соотношением:

$$P_{\text{РБ}} = p^4 + 4p^3 p_{\text{л}}(1 - p)\alpha + 4p^4 p_{\text{л}}(1 - p_{\text{л}}),$$

где $p = p_{\text{н}} = p_{\text{ф}}$; $p_{\text{н}}$ и $p_{\text{ф}}$ — ВБР двигателя в номинальном и в форсированном режимах, соответственно.

Однако, надежность работы двигателя в форсированном режиме в принципе может оказаться ниже, чем в номинале, т. е. $p_{\text{н}} > p_{\text{ф}}$. Это вытекает прежде всего из физических предпосылок (увеличение давления в камере сгорания, возрастание мощности ТНА).

Кроме того, из-за различия объемов наземных испытаний подтвержденный уровень надежности двигателя в номинальном и форсированном режимах может быть разным.

С учетом этого в рамках допущения об экспоненциальном законе распределения времени работы до отказа двигателя в номинальном и форсированных режимах при $p_{\text{н}} \neq p_{\text{ф}}$ ВБР ДУ из четырех автономных двигателей приближенно можно определить по формуле:

$$P_{\text{ДУРБ}} \approx p_n^4 + 4(1 - p_n) \frac{1}{t_n} \int_0^{t_n} e^{-3\lambda_n x} e^{-3\lambda_\phi(t_n - x)} dx \alpha =$$

$$= p_n^4 + 4(1 - p_n) p_\phi^3 \frac{(1 - (\frac{p_n}{p_\phi})^3)}{-3(\ln(p_\phi) - \ln(p_n))} \alpha,$$

где t_n — номинальное время работы двигателя (полагается одним и тем же в номинальном и форсированном режиме); λ_ϕ и λ_n — параметры экспоненциального распределения времени работы двигателя до отказа в форсированном и номинальном режимах; $p_\phi = \exp(-\lambda_\phi t_n)$; $p_n = \exp(-\lambda_n t_n)$.

На рис. 6 представлены зависимости ВБР связи из четырех автономных двигателей как функции от надежности одного двигателя в номинальном режиме p_n при $\alpha = 0,9$ при некоторых значениях ВБР двигателя в форсированном режиме.

Для сравнения на рис. 6 приведен график изменения ВБР четырех двигателей без резервирования и единичного двигателя в номинальном режиме.

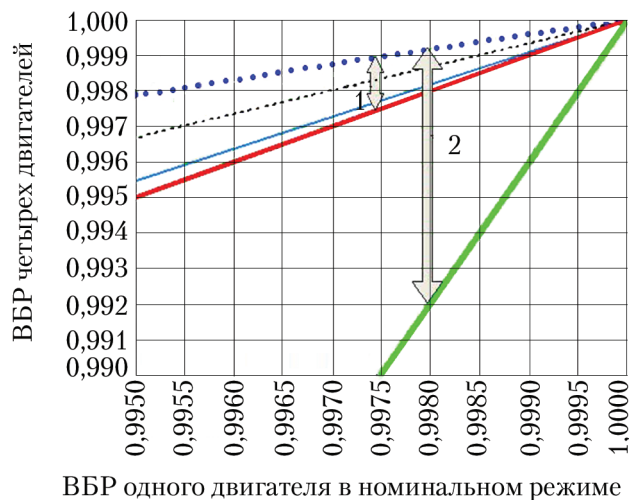


Рис. 6. Зависимости вероятности безопасной работы (ВБР) связи из четырех двигателей от ВБР единичного двигателя с учетом и без учета резервирования: 1 — выигрыш в надежности двигательной установки (ДУ) из четырех двигателей по сравнению с ДУ, имеющей один двигатель; 2 — выигрыш в надежности за счет резервирования ДУ из четырех двигателей

Примечание. — $p_\phi = 0,9p_n$; — $p_\phi = p_n$; — $p_\phi = 0,95p_n$; — единичный двигатель; — четыре двигателя без резерва.

Приведенные на рис. 6 графики свидетельствуют о том, что выигрыш в надежности связи из четырех автономных двигателей с резервом имеет существенное значение, но в сравнении с ДУ, состоящей только из одного двигателя, преимущество в надежности при прочих равных условиях существенно меньше, и оно заметно снижается при $p_n > p_\phi$.

Проведенный анализ показал, что увеличение количества автономных двигателей в ДУ ракетного блока до четырех, несмотря на

принципиальную возможность выполнения задачи пуска при отказе одного из двигателей, не имеет существенного преимущества с точки зрения надежности РН в полете по сравнению с одним двигателем. Особенно это заметно, когда надежность работы двигателей в форсированном режиме ниже, чем в номинальном.

Необходимость наземной отработки двигателей в двух режимах — номинальном и форсированном, приводит к тому, что при прочих равных условиях ДУ из четырех двигателей уступает ДУ с одним двигателем, для которого весь объем испытаний может проводиться для подтверждения надежности только в одном режиме работы.

Таким образом, ожидаемый эффект от реализации резервирования двигателей в пределах одного ракетного блока при четырех двигателях в составе ДУ достаточно скромный.

В случае пилотируемых пусков принятие решения о продолжении полета после того, как произошел хотя бы один отказ двигателя даже при безаварийном выключении, не очевидно.

Следует отметить, что в настоящее время возможность создания эффективной САЗ для ЖРД различных схем и применяемых компонентов топлива часто оказывается в центре внимания, когда обсуждаются вопросы выбора двигателей для РН нового поколения.

Сложность таких дискуссий заключается прежде всего в том, что нет общепринятого методического подхода для определения фактической эффективности САЗ, которая характеризуется коэффициентом охвата. Значение этого коэффициента чаще всего декларируется как некоторая экспертная оценка.

В этой связи вопрос определения величины коэффициента охвата САЗ на сегодняшний день остается открытым.

Повышение эффективности контроля качества изготовления. Возможность эффективного контроля качества изготовления двигателей и ракетных ступеней в целом зависит от принятых проектных решений при разработке ЖРД и пневмогидросредств подачи компонентов топлива.

Одной из наиболее кардинальных мер контроля качества изготовления ракетных ступеней являются так называемые огневые технологические испытания (ОТИ) полностью собранных ступеней РН.

В отечественной ракетной технике этот вид испытаний не нашел применения, в отличие от США, где ОТИ проводились для РН Сатурн-5, при выполнении программы *Apollo*, а в настоящее время такая технология контроля качества изготовления реализована для семейства ракет *Falcon* компании *Space-X* (рис. 7) [3].



Рис. 7. Огневые технологические испытания первой ступени ракеты-носителя *Falcon-9*

При разработке ракеты «Энергия» рассмотрению этого вопроса было уделено большое внимание. Были проанализированы результаты 3 722 пусков ракет-носителей и баллистических ракет за период 1957...1987 гг., суммарное количество ракетных блоков в этих пусках составляло 13 626. Результаты анализа этой статистики показали, что если бы проводились только контрольно-технологические испытания двигателей (КТИ)¹, то можно было бы предотвратить ~39% аварий РН в полете, а ОТИ ступени в целом после КТИ двигателей — еще ~27%. Следует отметить, что эти оценки несут долю субъективности, поскольку зависят от того, как классифицировались отказы [7].

В конечном итоге при создании РН «Энергия» пришли к заключению, что возможности ОТИ по выявлению производственных дефектов ограничены, и в связи с этим отказались от этого вида испытаний ракетных ступеней в целом.

Вместо ОТИ было признано достаточным проводить следующие испытания:

- огневые КТИ каждого двигателя без последующей переборки и замены основных узлов и агрегатов;
- холодные технологические испытания пневмогидравлической системы ракетных блоков, суть которых сводится к воспроизведению полета без запуска двигателей, но со срабатыванием всех элементов, кроме пиротехнических, в циклограмме полета. Расход топлива имитируется газом.

Кроме того, осуществлялся контроль запуска и работы каждого двигателя САЗ, по сигналу от которой до команды «Главная» (т. е. за 0,4–0,5 с до старта ракеты) при обнаружении неисправности хотя бы в одном двигателе запуск ракеты мог быть прекращен.

¹ Данный вид испытаний предполагает огневой запуск каждого двигателя, поставляемого в товар

При решении вопроса о необходимости проведения ОТИ отдельных ступеней вновь создаваемой РН СТК целесообразно учесть результаты работы в этом направлении при создании РН «Энергия».

Таким образом, для обеспечения контроля качества изготовления ЖРД для РН СТК эти двигатели должны иметь возможность многократного запуска без переборки и замены конструктивных элементов при последующих включениях.

Проектные решения варианта РН СТК, предложенной РКК «Энергия»

Общая концепция проекта РН СТК, разработанного РКК «Энергия», является развитием проектных решений, принятых при создании РН «Энергия».

Предполагается в максимальной степени использовать научно-технический задел в части высокоэффективного кислородно-керосинового двигателя РД-170 первой ступени ракеты-носителя «Энергия», созданного НПО «Энергомаш».

РКК «Энергия» были разработаны концептуальные варианты ракет СТК с применением на первой ступени кислородно-углеводородных ЖРД РД-171МВ (модификация, базирующаяся на технических решениях, реализованных в ЖРД РД-170М).

Как первый этап создания РН СТК рассмотрены два основных варианта:

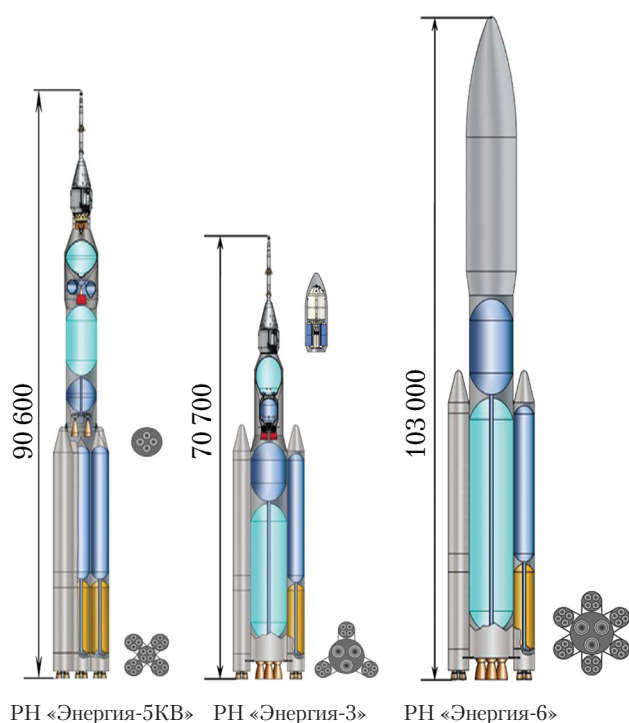
- трехступенчатая РН СТК — «Энергия-5КВ»;
- двухступенчатая РН СТК, в состав которой входят кислородно-углеводородные ракетные блоки первой ступени и кислородно-водородный блок второй ступени — «Энергия-3».

В качестве второго этапа рассмотрен вариант РН СТК грузоподъемностью 167 т «Энергия-6» (рис. 8) на базе и по результатам разработки и отработки ракеты первого этапа.

РН СТК «Энергия-5КВ» выполнена в трехступенчатом варианте с параллельным расположением блоков первой и второй ступеней по схеме «пакет» (рис. 8).

В состав ракеты-носителя «Энергия-5КВ» входят:

- четыре блока первой ступени с одним четырехкамерным двигателем РД-171МВ на каждом блоке;
- блок второй ступени с одним четырехкамерным двигателем РД-171МВ;
- блок третьей ступени с четырьмя новыми однокамерными двигателями РД-0150 разработки КБХА.



| Ракета-носитель | «Энергия-5КВ» | «Энергия-3» | «Энергия-6» |
|--|--|--|--------------------------|
| Количество ступеней | 3 | 2 | 2 |
| Компоненты топлива: | | | |
| I ступень | жидкий O ₂ + керосин | жидкий O ₂ + керосин | |
| II ступень | | жидкие O ₂ + H ₂ | |
| III ступень | жидкие O ₂ + H ₂ | — | |
| Двигатели: | | | |
| I ступень | 5 двигателей РД-171МВ | 3 двигателя РД-171МВ | 6 двигателей РД-171МВ |
| II ступень | | 3 двигателя РД-0120 | |
| III ступень | 4 двигателя РД-0150 | — | |
| Стартовая масса, т | 2 470,8 | 1 836...1 937 | 3 570 |
| Грузо- подъемность (H _{кр} = 200 км, i = 51,7°), т | 105,3 | 82,4...88,2 | 167,5 |

Рис. 8. Компонентные схемы и основные характеристики ракет-носителей «Энергия-5КВ», «Энергия-3» и «Энергия-6»

Блоки первой и второй ступеней РН — кислородно-керосиновые, создаются на базе технологий и технических решений модульной части блока А первой ступени РН «Энергия», блок третьей ступени — кислородно-водородный, новой разработки. Двигатель РД-171МВ является модификацией двигателя РД-171М.

Основные характеристики двигателя РД-171МВ:

| | |
|--|----------|
| Тяга (земная/пустотная), т | 740/806 |
| Давление в камере, кгс/см ² | 250 |
| Удельный импульс (земной/пустотный), с | 337/309 |
| Диапазон регулирования тяги, % | 100...49 |
| Количество камер | 4. |

Проведенные расчеты показывают, что такая ракета при стартовой массе 2 400 т может вывести на низкую круговую орбиту полезную нагрузку порядка 100 т, что достаточно для осуществления Лунной пилотируемой программы.

Высокий уровень тяги двигателей РД-171МВ позволяет минимизировать количество двигателей, работающих на начальном участке полета, до пяти штук, что является фактором, повышающим надежность ракеты в целом. Высокий уровень начальной тяговооруженности РН «Энергия-5КВ» ($n_0 \approx 1,5$) позволяет при таком количестве двигателей обеспечить ее увод от СК при отказе и безаварийном выключении одного двигателя. В составе РН «Энергия-5КВ» предусматриваются САЗ, обеспечивающие безаварийное выключение отказавшего двигателя.

Таким образом, для выбранной компоновки РН со стартовой массой порядка 2 400 т размерность и характеристики двигателя РД-171МВ для первых двух ступеней можно считать оптимальными.

Выбранная компоновка РН «Энергия-5КВ» позволяет на базе ракетных блоков первых двух ступеней создать семейство ракет-носителей различной грузоподъемности, в составе которых ДУ этих ступеней с двигателем РД-171МВ пройдут опережающие летные испытания.

Речь идет о ракете среднего класса «Энергия-1К» и двухступенчатой ракете тяжелого класса «Энергия-5КИ» (рис. 9), в составе которой будет испытан «пакет» из первых двух ступеней.

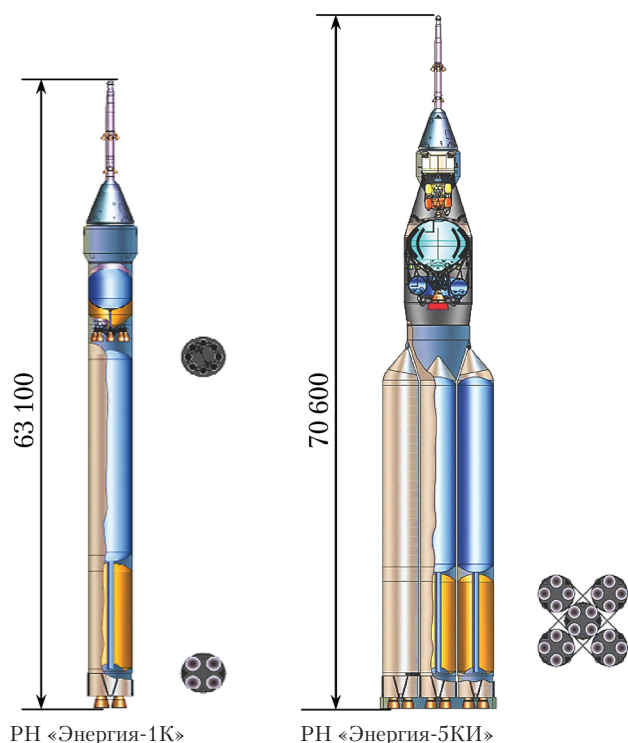
Ракета «Энергия-1К» по основным характеристикам близка к РН «Зенит», которая в настоящее время востребована на рынке пусковых услуг, однако, продолжение ее изготовления ПО «Южмаш» в Украине сейчас маловероятно.

Поэтому для РН «Энергия-1К» имеются широкие перспективы применения для осуществления запусков КА по федеральной программе и в коммерческих целях. Это позволяет рассчитывать на быстрый набор статистических данных по результатам летных испытаний для подтверждения надежности первой ступени РН «Энергия-5КВ».

Существенным преимуществом выбранного двигателя для первых двух ступеней РН «Энергия-5КВ» является то, что этот двигатель входит в семейство ЖРД, востребованных в ближайшей перспективе: РД-180 — для первой ступени РН *Atlas-5* и РД-191 — для первой ступени РН «Ангара» [8, 9].

Это позволит поддерживать ритмичное производство типовых узлов и агрегатов двигателей,

что гарантирует обеспечение высокого качества изготовления и надежности всех двигателей семейства. Данное обстоятельство особенно существенно для ракеты СТК, пуски которой будут происходить достаточно редко.



| | | |
|--|---------------------------------|--------------------------|
| Ракета-носитель | «Энергия-1К» | «Энергия-5КИ» |
| Количество ступеней | 2 | 2 |
| Компоненты топлива: | | |
| I, II ступени | жидкий O ₂ + керосин | |
| Двигатели: | | |
| I ступень | 1 двигатель РД-171МВ | 5 двигателей РД-171МВ |
| II ступень | 1 двигатель РД-0124М | |
| Стартовая масса, т | 517,9 | 2 327 |
| Грузоподъемность (H _{кр} = 200 км, i = 51,7°), т | ≅ 15 | ≅ 75 |

Рис. 9. Ракета-носитель (РН) среднего класса «Энергия-1К» и двухступенчатая РН тяжелого класса «Энергия-5КИ»

Другой важной особенностью двигателя РД-171МВ является то, что его прототип РД-170, предназначавшийся для первой ступени РН «Энергия», был рассчитан на много-разовое применение. Поэтому изначально в конструкцию этого двигателя закладывались соответствующие запасы по ресурсу, которые позволяют проводить огневые испытания каждого образца, поставляемого в товар, а при необходимости и огневые испытания в составе ракетной ступени.

Особенностью предложенного семейства ракет на базе двигателя РД-171МВ является то, что на первом этапе их создания и отра-

ботки («Энергия-1К» и «Энергия-5КИ») не требуется использование жидкого водорода в качестве горючего. Это позволяет разработать и начать летные испытания ракет первого этапа, не дожидаясь создания кислородно-водородного двигателя для третьей ступени РН «Энергия-5КВ» и инфраструктуры, необходимой для применения в качестве горючего жидкого водорода.

Двухступенчатая ракета-носитель «Энергия-3» выполнена по схеме «пакет», три кислородно-углеводородных блока первой ступени с двигателями РД-171МВ расположены вокруг кислородно-водородного блока второй ступени с двигателями РД-0120.

Возможность и целесообразность использования двигателя РД-0120 разработки КБХА, который входил в состав второй ступени ракеты «Энергия», предопределяется рядом факторов, к числу которых относятся:

- энергетическая эффективность кислородно-водородного топлива, не имеющая равных среди других освоенных топливных композиций;
- наличие в отрасли опыта создания и летной эксплуатации кислородно-водородного ракетного блока (РН «Энергия», блок Ц);
- наличие до 80% крупногабаритной оснастки для производства двигателей РД-0120 на Воронежском механическом заводе;
- наличие отработанной конструкторской и технологической документации на двигатель РД-0120.

Двигатель РД-0120 позволяет обеспечивать многократные включения без переборки.

На основе ракеты «Энергия-3» в дальнейшем может быть создана ракета «Энергия-6», которая способна выводить на низкие орбиты полезную нагрузку массой 167 т.

Компоновочные схемы ракет-носителей «Энергия-3» и «Энергия-6», их основные характеристики приведены на рис. 8.

Выводы

1. Проведенный анализ показал, что в конечном итоге для повышения надежности РН количество двигателей, входящих в ее состав, должно быть возможно меньшим.

Минимальное количество двигателей, работающих на начальном участке полета (при пакетной схеме это двигатели первой и второй ступеней), должно определяться возможностью увода ракеты от СК при отказе и безаварийном выключении одного двигателя. При типичном уровне начальной тяговооруженности РН СТК (1,2...1,3) минимальное количество двигателей составляет 4–6 шт.

В частности, такому критерию удовлетворяет двигатель РД-171М с земной тягой 740 т в составе РН типа «Энергия-5КВ».

2. Применение двигателей с меньшей тягой приводит к увеличению их количества в составе РН и, соответственно, к уменьшению надежности ракеты и возрастанию вероятности возникновения катастрофических отказов на начальном участке полета.

Резервирование двигателей в пределах одного универсального ракетного модуля для компенсации снижения надежности РН из-за возрастания количества двигателей требует при отказе одного двигателя перевода исправных двигателей в форсированный по тяге режим для компенсации потери тяги и расхода топлива. Как показывают расчеты, по сравнению с одним двигателем в модуле такое резервирование дает несущественный выигрыш в надежности, даже если ВБР двигателей в форсированном режиме не будет существенно снижаться по отношению к номиналу при наличии эффективной САЗ ($\alpha > 0,95$ и $p_d \sim 1$).

3. При большом количестве двигателей в составе первых двух ступеней РН СТК «пакетной» схемы наличие эффективной САЗ является существенным фактором обеспечения сохранности стартовых сооружений.

Чем больше двигателей на ракете, тем выше должно быть значение коэффициента охвата отказов этой системой.

Вместе с этим, в настоящее время нет общепринятой методики определения числового значения этого показателя (как априорно по результатам проектного анализа, так и по результатам испытаний). Поэтому в основе количественного анализа надежности и безопасности эксплуатации РН СТК лежат экспертные оценки эффективности САЗ, зависящие от субъективных мнений тех или иных специалистов. Это не способствует принятию правильного решения при выборе маршевых двигателей для новой российской РН СТК.

4. Независимо от видов применяемых двигателей надежность РН СТК невозможно обеспечить без эффективного предполетного контроля качества изготовления ДУ ракетных ступеней. Поэтому все ЖРД должны допускать многократное включение без переборки и замены их узлов и агрегатов. Запасы по ресурсу должны давать возможность проводить как автономные огневые технологические испытания, так и огневые предполетные испытания в составе ракетной ступени или отдельных блоков, если будет принято решение о необходимости таких испытаний.

5. Для обеспечения высокой надежности РН СТК уже при первых пусках необходимо обеспечить возможность проведения опережающих летных испытаний ее ДУ и других систем в составе ракет меньшей размерности. Поэтому РН СТК должна создаваться как часть семейства ракет-носителей различной грузоподъемности, запуски которых могут осуществляться чаще, чем сверхтяжелая ракета. Это позволит обеспечить ритмичность производства, качество изготовления и надежность элементов ракеты сверхтяжелого класса.

Список литературы

1. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королёва: 1946–1996. Королёв: РКК «Энергия», 1996. С. 248–262.
 2. Уманский С.П. Ракеты-носители и космодромы. М: Рестарт+. 2001. 216 с.
 3. Афанасьев Н. Первый полет обновленного «Фалькона» // Новости космонавтики. 2013. № 11. С. 58–59.
 4. Вахниченко В.В. Основные требования к двигателям (ЖРД) транспортных систем Земля-орбита // Авиакосмическая техника и технология. 2003. № 3. С. 45–48.
 5. Кузин А.И., Рачук В.С., Коротеев А.С., Каторгин Б.И., Смирнов И.А., Вахниченко В.В., Лозин С.Н., Лехов П.А., Семенов А.И., Иевлев А.В., Ефимочкин А.Ф., Клепиков И.А., Лихванцев А.А., Петров В.И., Ромашкин А.М., Гусев Ю.Г., Яковлев А.Г. Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени многократной ракетно-космической системы // Авиакосмическая техника и технология. 2010. № 1. С. 19–55.
 6. Кузин А.И., Лозин С.Н., Лехов П.А., Семенов А.И., Мамин В.В. Исследования ГК НПО им. М.В. Хруничева по обоснованию требуемой размерности маршевых ЖРД многократной первой ступени МРКС-1 // Авиакосмическая техника и технология. 2010. № 1. С. 13–18.
 7. Губанов Б.И. Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Т. 3: «ЭНЕРГИЯ» – «БУРАН». Н. Новгород: НИЭР, 1998. 441 с.
 8. Каторгин Б.И. Перспективы создания мощных жидкостных ракетных двигателей // Вестник Российской академии наук, 2004. Т. 74. № 3. С. 499–506.
 9. Чванов В.К., Судаков В.С. Современные ЖРД ОАО НПО «Энергомаш» им. В.П. Глушко. Состояние программ и перспективы // Двигатель. 2011. № 4 (76). С. 46–49.
- Статья поступила в редакцию 07.04.2015 г.

References

1. *Raketno-kosmicheskaya korporatsiya «Energiya» imeni S.P.Koroleva: 1946–1996* [S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia: 1946–1996]. Korolev: RKK «Energiya» publ., 1996, pp. 248–262.
2. *Umanskii S.P. Rakety-nositeli i kosmodromy* [Launch vehicles and launch sites]. Moscow, Restart+ publ., 2001. 216 p.
3. *Afanas'ev N. Pervyi polet obnovlennogo «Fal'kona»* [The first mission of the upgraded Falcon]. *Novosti kosmonavтики*, 2013, no. 11, pp. 58–59.
4. *Vakhnichenko V.V. Osnovnye trebovaniya k dvigatelyam (ZhRD) transportnykh system Zemlya-orbita* [Basic requirements for the liquid-propellant engines of Earth-to-orbit transportation systems]. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2003, no. 3, pp. 45–48.
5. *Kuzin A.I., Rachuk V.S., Koroteev A.S., Katargin B.I., Smirnov I.A., Vakhnichenko V.V., Lozin S.N., Lekhov P.A., Semenov A.I., Ievlev A.V., Efimochkin A.F., Klepikov I.A., Likhvantsev A.A., Petrov V.I., Romashkin A.M., Gusev Yu.G., Yakovlev A.G. Obosnovanie vybora komponentov raketnogo topliva dlya dvigatel'nykh ustanovok pervoi stupeni mnogorazovoi raketno-kosmicheskoi sistemy* [Rationale for selection of propellant components for first-stage propulsion systems of a reusable space rocket system]. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2010, no. 1, pp. 19–55.
6. *Kuzin A.I., Lozin S.N., Lekhov P.A., Semenov A.I., Mamin V.V. Issledovaniya GK NPTs im. M.V. Khrunicheva po obosnovaniyu trebuemoi razmernosti marshevykh ZhRD mnogorazovoi pervoi stupeni MRKS-1* [Studies conducted at Khrunichev Center to provide a rationale for sizing the main liquid propulsion engines of the reusable first stage of the Reusable Space Rocket System 1]. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2010, no. 1, pp. 13–18.
7. *Gubanov B.I. Triumf i tragediya «Energii». Razmyshleniya glavnogo konstruktora. Vol. 3: «ENERGIYA» – «BURAN»* [Triumph and tragedy of Energia. Chief designer's thoughts. Vol. 3: ENERGY – BURAN]. N. Novgorod, NIER publ., 1998. 441 p.
8. *Katargin B.I. Perspektivy sozdaniya moshchnykh zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* [Prospects for developing high-power liquid propellant engines]. *Vestnik Rossiiskoi akademii nauk*, 2004, vol. 74, no. 3, pp. 499–506.
9. *Chvanov V.K., Sudakov V.S. Sovremennye ZhRD OAO NPO «Energomash» im. V.P. Glushko. Sostoyanie programm i perspektivy* [Modern liquid propellant engines of V.P. Glushko NPO Energomash. Program status and future prospects]. *Dvigatel'*, 2011, no. 4(76), pp. 46–49.