**Достаточно одной ступени**

**Ольга Рубан**

В последние годы рынок космических запусков перестал расширяться. Одна из главных причин – высокая стоимость выведения полезной нагрузки на орбиту. Что и говорить, космическая индустрия работает более чем нерационально – ради одного полета в космос уничтожается дорогостоящая многоступенчатая ракета-носитель. Одной из самых дорогих составляющих ракеты являются двигатели – при отбрасывании каждой ступени «сгорают» миллионы долларов.

Последние год-два Европа и особенно США активно пытаются найти способ удешевления запусков. В частности, за счет разработки двигателя, который мог бы использоваться многократно. Буквально неделю назад ряд российских и западноевропейских двигателестроительных компаний решил объединить усилия ради создания нового ракетного двигателя, одним из главных достоинств которого станет многоразовость: отработав положенный участок, двигатель будет возвращаться обратно на Землю на специальном спускаемом аппарате. Проект рассчитан на десять-пятнадцать лет, предполагается, что на него придется потратить не менее 1,2млрд евро (о введении евро см. статью «Евро – новая валюта» – Прим. НиТ). Между тем прототип многоразового двигателя, позволяющий в несколько раз сократить стоимость космического запуска, давно создан в нашей стране.

**Зачем сжигают ступени**

Со времен первых космических запусков ракеты-носители разных стран и фирм-производителей конструируются по одному принципу: все они состоят из нескольких ступеней, которые последовательно, друг за другом, выполняют свою задачу, а затем отбрасываются. Этот «принцип этажерки» для вывода полезного груза на космические орбиты предложил еще Константин Циолковский, и ему до сих пор верны все ракетостроители. Чем же объясняется такое единообразие?

Дело в том, что условия полета ракеты на околоземном участке и в открытом космосе существенно отличаются, а следовательно, различны и требования к двигателям, которые, собственно, являются основным содержимым нижних ступеней ракеты-носителя (плюс баки с топливом и система управления). Двигатель первой ступени должен обеспечить максимально возможную тягу, чтобы оторвать огромную стартовую массу от Земли и вывести ее в верхние слои атмосферы. Такая задача эффективнее всего решается с использованием топлива повышенной плотности – в большинстве отечественных жидкостных двигателей первой ступени сгорают кислород и керосин. Сопло такого «околоземного» двигателя сравнительно короткое. Околоземный участок полета кончается через 130...180 секунд, и от двигателя второй ступени требуется уже совсем другое – высокий удельный импульс тяги для разгона ракеты до первой космической скорости. С этим эффективнее всего справляется топливо, состоящее из кислорода и водорода. Сопло этого двигателя гораздо длиннее, поскольку теперь за бортом вакуум и давление газовой струи в момент истечения из сопла должно быть как можно меньше.

Выходит, что двигатели нижних ступеней любой современной ракеты-носителя служат всего несколько минут, об их гибели оповещает бодрый голос комментатора в ЦУПе: «Есть отделение энной ступени!». Так что нет ничего удивительного в том, что еще в середине 70-х годов прошлого столетия лучшие умы ведущих космических держав захватила идея создать универсальный двигатель, который мог бы одинаково эффективно обеспечивать полет ракеты и на «околоземном», и на «космическом» участке ее траектории. Это позволило бы существенно усовершенствовать конструкцию ракеты, сделав ее одноступенчатой.

Прошло тридцать лет. За рубежом в этом направлении сделали, похоже, холостой оборот, и сегодня прототип единственного в мире универсального ракетного двигателя стоит в цеху НПО «Энергомаш» имени академика В.П.Глушко в подмосковных Химках. Здешние специалисты не только нашли и экспериментально подтвердили целый ряд технических решений, благодаря которым новый агрегат сочетает в себе качества двигателей первой и второй ступеней, но и пошли дальше. Они сделали его многоразовым, что позволяет заметно удешевить космические запуски и в будущем создать возвращаемую ракету-носитель или многоразовую аэрокосмическую систему, избавившись таким образом от полей падения, зон отчуждения и прочих опасностей.

**Универсальное сопло**

«Мы решили реализовать эту идею на уже отработанных технологиях, – рассказал «Эксперту» первый заместитель генерального директора и генерального конструктора НПО «Энергомаш» профессор Владимир Чванов. – Поэтому новый двигатель вобрал в себя конструктивные решения, которые уже были опробованы на семействе кислородно-керосиновых двигателей для «Зенита» и «Энергии» (речь идет о двигателях РД-171 и РД-170, причем РД-170 – самый мощный в мире маршевый двигатель многократного использования. – «Эксперт»)».

В результате получился двигатель, который на первый взгляд ничем не отличается от использовавшихся до сих пор традиционных ЖРД. Однако он один умеет работать в двух режимах: сначала как двигатель первой ступени, при этом в камере сгорания сжигаются традиционные для «околоземного» участка кислород (81,4%) с керосином (12,6%), и к ним еще добавляется водород (6%), а затем как двигатель второй ступени: на этот раз в той же камере сгорания сжигаются доказавшие свою эффективность на «космическом» этапе полета кислород (86%) и водород (14%).

Смелость отечественных конструкторов заключалась в том, что в первом режиме они решились одновременно подать в одну камеру сгорания три различных компонента и сжечь их вместе. (До сих пор ни одной двигателестроительной фирме мира не удавалось этого сделать, одновременно добившись устойчивого режима горения.)

«Добавка сразу в первом режиме небольшого количества водорода, который является основным топливным компонентом второго режима, необходима для того, чтобы затем плавно перейти с первого режима на второй», – пояснил начальник отдела технической информации «Энергомаша» Владимир Судаков. Иначе пришлось бы вносить в процесс горения двойное возмущение: одновременно прекращать поступление в камеру сгорания керосина и «включать» подачу водорода.

Добавка водорода в первом режиме позволила на 23% повысить одну из ключевых характеристик двигателя – удельный импульс: с 337 секунд (удельный импульс ракетного двигателя измеряется в секундах) в традиционных кислородно-керосиновых ЖРД до 415 секунд. Более того, в ходе испытаний прототипа двигателя неожиданно выяснилось, что благодаря добавлению водорода полнота сгорания традиционной топливной смеси кислород плюс керосин увеличилась и практически стала равна ста процентам.

Появление в первом режиме третьего топливного компонента потребовало от конструкторов создать новую форсунку (одно из главных ноу-хау проекта). Форсунка – это короткая трубочка, у которой помимо основного канала есть еще узкие канальчики в стенках для того, чтобы разные компоненты топлива поступали в камеру сгорания отдельно друг от друга. Форсунки-трубочки вплотную друг к другу натыканы над камерой сгорания и все вместе образуют смесительную головку. Если посмотреть снизу, через сопло, они очень напоминают соты, только не с шестигранными, а с круглыми ячейками. К примеру, в новой модификации двигателя РД-107 для первой ступени ракеты «Союз» таких форсунок более 900 штук.

До сих пор в технике использовались только двухкомпонентные форсунки. Для нового же двигателя необходимо было, не смешав по дороге, впрыснуть в камеру сгорания одновременно три разных компонента. При этом впрыскиваться они должны строго определенным образом, чтобы, говоря упрощенно, рядом с каждой молекулой, например, керосина оказалось точно рассчитанное количество молекул кислорода и водорода – только в этом случае произойдет необходимая химическая реакция. Именно от этого зависит качество процесса горения и, как результат, образование тяги.

Следующая техническая задача, которую впервые в мировой практике предстояло решить специалистам НПО «Энергомаш», – прекратить по окончании первого режима поступление керосина в камеру сгорания (этого удалось добиться установкой особых клапанов на тракте подачи керосина) и обеспечить устойчивый переход с первого, трехкомпонентного, режима на второй, двухкомпонентный.

Для того чтобы новый двигатель можно было использовать для одноступенчатой ракеты, была разработана конструкция «универсального» сопла, которое, как уже говорилось выше, сначала должно быть коротким, а затем длинным. Здесь российские специалисты решили взять на вооружение уже опробованную за рубежом конструкцию раздвижного сопла. Первоначально нижняя часть колокола сопла поднята наверх, образуя как бы вторые стенки для его верхней части, а после перехода двигателя на второй режим этот широкий обод, изготовленный, кстати, не из металла, а из особых композиционных материалов, опускается и пристраивается снизу, тем самым удлиняя сопло.

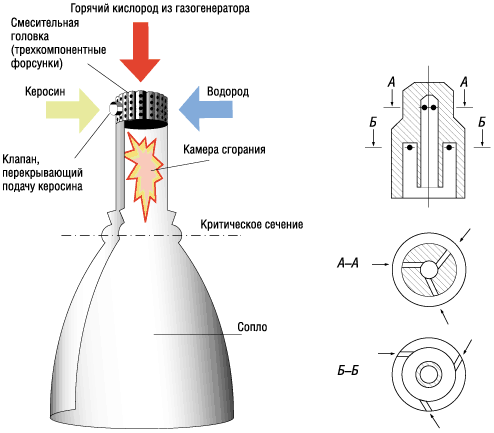


Рис. 1. Схема подачи топлива в камеру сгорания трехкомпонентного двигателя РД-704 (слева). Двухкомпонентные центробежные (тангенциальные) форсунки (справа)

Пятьдесят огневых испытаний прототипа нового двигателя показали, что все задачи решены на «отлично». Перспективный трехкомпонентный двухрежимный ЖРД получил наименование РД-704. Использовать двигатель можно будет десять-пятнадцать раз. По оценке профессора Чванова, сочетание преимуществ нового двигателя – его многоразовости и возможности выводить полезную нагрузку в космос на возвращаемой ракете, у которой вообще не будет отбрасываемых частей, – позволит снизить стоимость космических запусков в разы.

**С нами дешевле**

Беда энергомашевского творения в том, что оно, похоже, опередило свое время. В середине 90-х в Соединенных Штатах были проведены демонстрационные испытания уменьшенной в пять раз копии «ракеты будущего» – одноступенчатой Delta-Clipper, которая после взлета со стартового стола торжественно опустилась на него обратно. Этим экспериментом была подтверждена возможность создания возвращаемой ракеты. Ее посадкой в вертикальной плоскости можно будет управлять путем изменения тяги двигателей, а в горизонтальной – за счет отклонения их камер. Понятно, что у такой ракеты не может быть отбрасываемых ступеней, и единственный возможный вариант для нее – многоразовый двигатель, одинаково эффективный как в околоземном пространстве, так и в космосе.

По словам Владимира Чванова, в качестве двигателя для подобной многоразовой системы среди других вариантов рассматривался и новый двухрежимный двигатель НПО «Энергомаш». В 1994...1995 годах специалисты «Энергомаша» по заказу американцев разрабатывали соответствующий проект, но потом Штаты отказались от услуг российских двигателестроителей и засекретили свои работы в этой области. По всей видимости, тогда им так и не удалось создать в данном направлении ничего такого, о чем было бы не стыдно оповестить мир.

В конце 2000 года NASA (National Aeronautics and Space Administration) вновь активизировало работы по созданию многоразового космического носителя. В частности, в рамках программы SLI (Space Launch Initiative), на которую в течение ближайших пяти лет предполагается потратить около 5 млрд долларов, перед корпорацией Boeing поставлена задача разработать основу перспективного многоразового носителя RLV (Reusable Launch Vehicle), а компания Rocketdyne (подразделение Boeing) должна разработать двигательные установки для него. Параллельно NASA объявило конкурс проектов многоразовых ракет нового поколения. Европейское космическое агентство, опасаясь отстать от США, тоже обратилось к теме создания многоразового универсального двигателя. Однако пока дело застопорилось на стадии концептуальных споров о том, какие для него выбрать топливные компоненты.

Сейчас стоимость двигательных установок составляет порядка 40% стоимости всего ракетного комплекса. «Многоразовый двигатель всегда дороже одноразового, так как он сложнее. Наш новый двигатель будет стоить дороже одного одноразового двигателя (к примеру, кислородно-керосиновый двигатель РД-180, который «Энергомаш» производит для американских ракет AtlasIII, стоит порядка 10млн долларов. – «Эксперт»), но дешевле двух – с первой и второй ступеней», – говорит профессор Чванов.

Однако для того, чтобы прототип превратился в полноценный двигатель, «Энергомашу» нужны инвестиции. Сумма необходимых вложений минимизирована за счет использования в новом двигателе в основном уже давно освоенных производством элементов и отработанных технологий и приближается к 230млн долларов. Для сравнения: на разработку «традиционного» водородного двигателя первой ступени европейской ракеты Ariane5 потребовалось восемь лет и порядка 1млрд долларов. В не меньшую сумму в свое время обошлось создание не очень удачного многоразового кислородно-водородного двигателя SSME для американской системы SpaceShuttle (разработчики до сих пор вынуждены постоянно заниматься его доводкой и усовершенствованием).

Думается, что прагматичные американцы и европейцы, если они, конечно, преуспеют в создании космических носителей нового поколения, могут прийти к выводу, что проще, быстрее, а главное, дешевле профинансировать доводку двигателя в России, нежели изобретать его самим. Тем более что один раз американцы так уже поступили: в 1996 году они сочли оптимальным вариантом поставить на свои новые тогда ракеты AtlasIII наш РД-180.

Таблица. 1. Характеристики базовых отечественных двигателей

(источник: НПО «Энергомаш»)

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Двигатель | Ракета-носитель | Тяга на земле/в пустоте, тс | Удельный импульс тяги на земле/в пустоте, с | Компоненты топлива: окислитель/горючее | Давление в камере сгорания, кгс/см2 | Масса, кг | Габариты: высота/диаметр, м |
| РД-107 | Первая ступень РН «Союз» | 83/102 | 256/313 | Кислород/керосин | 60 | 1190 | 2,86/1,85 |
| РД-108 | Вторая ступень РН «Союз» | 76/96 | 250/316 | Кислород/керосин | 52 | 1625 | 2,86/1,85 |
| РД-119 | Вторая ступень РН «Космос» | – /10,76 | – /352 | Кислород/НДМГ | 80 | 170,5 | 2,17/0,96 |
| РД-120 | Вторая ступень РН «Зенит» | – /85 | – /350 | Кислород/керосин | 166 | 1125 | 3,87/1,95 |
| РД-170 | Первая ступень РН «Энергия» | 740,0/806,4 | 309/337 | Кислород/керосин | 250 | 10750 | 4,0/4,0 |
| РД-180 | Первая ступень РН Atlas III (США) | 390,2/423,4 | 311,3/337,8 | Кислород/керосин | 261,7 | 5330 | 3,58/3,20 |
| РД-191 | Первая ступень семейства РН «Ангара» | 196,0/212,6 | 310,7/337,0 | Кислород/керосин | 263,4 | 2200 | 4,00/1,45 |
| РД-214 | Первая ступень РН «Космос» | 64,8/74,4 | 230/264 | HNO3/ТМ-185 | 44,5 | 645 | 2,38/1,50 |
| РД-251 | Первая ступень РН «Циклон» | 241,2/269,7 | 269,6/301,4 | N2O4/НДМГ | 85 | 1729 | 1,70/2,52 |
| РД-253 | Первая ступень РН «Протон» | 150,3/166,7 | 285/316 | N2O4/НДМГ | 150 | 1080 | 3,0/1,5 |
| РД-704 | 1-й режим | 200 | 415 | Кислород/керосин+водород | 300 | 2000 | 5,0/2,3 |
| 2-й режим | 81 | 461 | Кислород/водород | 122 | 2000 | 5,0/2,3 |

**Список литературы**

Болонкин А.А. НАСА (NASA): Достижения и перспективы. НиТ, 2002.

Рекорды в науке и технике. Ракеты и космические корабли, космические полеты. НиТ, 2002.

Радченко С.Г., Лапач С.М. Информационное обеспечение создания авиационной техники в работах НТУУ «КПИ» и АНТК им. О.К. Антонова. НиТ, 2002.