

УДК 621.455: 629.7.036.5

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ ЗАЖИГАНИЯ
КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЕЙ
РД-107, РД-108¹**© 2004 А.А. Ганин², Б.И. Каторгин, И.Ю. Фатуев, В.К. Чванов³

Применительно к маршевым двигателям рассмотрен вопрос замены пиротехнической системы зажигания компонентов топлива в камерах двигателей первой и второй ступени РН типа "Союз" на химическую систему, что позволяет существенно улучшить эксплуатационные характеристики РН и повысить безопасность при подготовке к пуску. Проведено 12 огневых испытаний 3 двигателей, оснащенных системой химического зажигания, подтвердивших надежное воспламенение компонентов топлива с плавным нарастанием давления. Проведенный объем теоретических и экспериментальных работ позволяет внедрить двигатели РД-107, РД-108 с химической системой зажигания в эксплуатацию в составе РН типа "Союз".

Базовым средством выведения, обеспечивающим выполнение Федеральной космической программы России, включая доставку пилотируемых и грузовых кораблей на Международную космическую станцию, является ракета-носитель (РН) "Союз" и ее модификации (рис. 1).

При этом первая и вторая ступени этой РН собраны по пакетной схеме, т.е. двигатели первой и второй ступени запускаются одновременно на земле и работают в процессе полета заданное время в соответствии с принятой схемой полета. В качестве маршевых двигателей первой и второй ступеней используются двигатели типа РД-107, РД-108.

Двигатели РД-107, РД-108 (рис. 2) представляют собой четырехкамерную конструкцию с питанием от основного турбонасосного агрегата еще двух (РД-107) или четырех (РД-108) рулевых камер.

Всего на РН используется 4 двигателя РД-107 и 1 двигатель РД-108.

Таким образом, при пуске РН "Союз" обеспечивается зажигание компонентов топлива одновременно в 32 камерах двигателей первой и второй ступени.

¹Представлена доктором технических наук профессором Ю.Н. Гореловым.

²Ганин А.А., Приволжский филиал ОАО "НПО Энергомаш им. акад. В.П. Глушко".

³Каторгин Б.И., Фатуев И.Ю., Чванов В.К., ОАО "НПО Энергомаш им. акад. В.П. Глушко".



Рис. 1. Ракета-носитель "Союз"

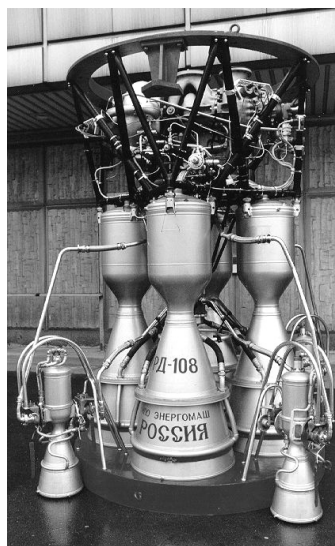


Рис. 2. Двигатель РД-108

В данной конструкции используется пиротехническая система зажигания, представляющая собой пирозаряд, устанавливаемый в огневую полость камеры с помощью деревянного штатива вручную, при подготовке РН к пуску.

Достаточно надежная сама по себе пиротехническая система зажигания в данном конкретном применении (большое количество камер) зависима от качества работ, проводимых боевым расчетом на стартовой позиции.

Возможны повреждения как самих штативов, так и элементов их крепления к камерам в процессе установки, нарушения целостности подводящих электрокабелей при отводе кабины обслуживания и т.п.

Любой из подобных дефектов, если он не будет своевременно обнаружен и устранен, может привести к нарушению условий воспламенения в одной или нескольких камерах вплоть до задержки воспламенения от собственного пиропатрона и воспламенения от факела рядом стоящей камеры.

Подобные явления недопустимы, т.к. могут привести к катастрофическим последствиям на старте.

С целью исключения возможности проявления подобных явлений предложено на этих двигателях заменить пиротехническую систему зажигания на химическую, аналогичную применяемой в более современных двигателях РД-170, РД-120, РД-180 и др.

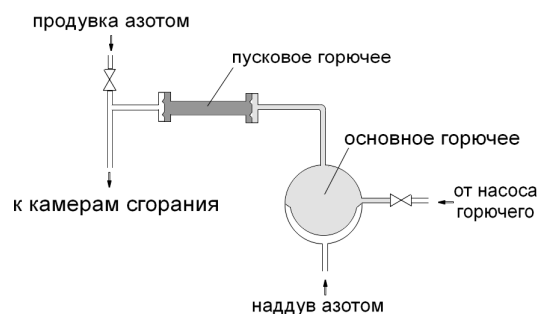


Рис. 3. Упрощенная схема системы химического зажигания

Система химического зажигания (рис. 3) представляет собой герметичный трубопровод, ограниченный мембранами свободного прорыва, между которыми находится самовоспламеняющееся с кислородом пусковое горючее, в пусковой бачок из которого азотом вытесняется основное горючее, давлением которого, в свою очередь, прорываются мембраны и пусковое горючее вытесняется в камеры, соответствующие агрегаты автоматики и трубопроводы.

Проведенный анализ показал, что для данного типа двигателей может быть использована система химического зажигания компонентов топлива двигателя РД-120 (маршевый двигатель второй ступени РН "Зенит").

Подобное заимствование отработанных и серийно изготавливаемых агрегатов позволяет существенно снизить технический риск, стоимость и сроки внедрения системы химического зажигания в двигатели РД-107/108.

Подача пускового горючего в основную камеру двигателей РД-107/108 осуществляется через четыре специальных штифта, впаянных вместо штатных штифтов в силовое кольцо огневого днища на периферии смесительной головки (рис. 4).

Штифты имеют сквозной канал с калиброванным отверстием, через который пусковое горючее подается в камеру сгорания под углом 45° к плоскости огневого днища.

Над штифтами к силовому кольцу приварены четыре штуцера, к которым присоединяются магистрали пускового горючего для подачи его в камеру сгорания.

Подвод пускового горючего в рулевую камеру (рис. 5) осуществляется через биметаллический штуцер, сваренный в стенку нижней части камеры вблизи смесительной головки.

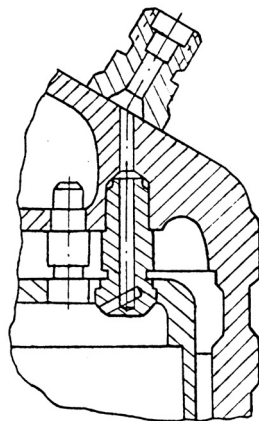


Рис. 4. Штуцер подвода пускового горючего в основную камеру

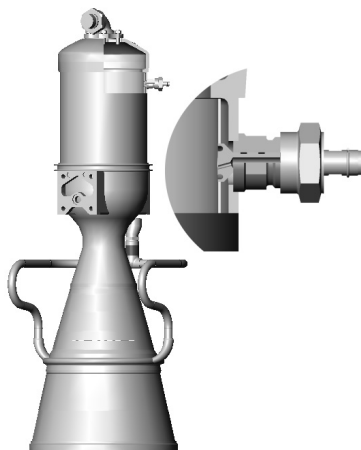


Рис. 5. Общий вид рулевой камеры со штуцером подвода пускового горючего

Выходное калибровочное отверстие биметаллического штуцера направлено в сторону критического сечения камеры под углом 20° к плоскости огневого днища.

Учитывая необходимость обеспечения качания рулевых камер на угол 45° была разработана и в дальнейшем испытана в составе двигателя новая конструкция узла подвода горючего в рулевую камеру (рис. 6).

Трубопровод магистрали пускового горючего размещен во внутренней полости узла подвода основного горючего. Одним концом этот трубопровод жестко закреплен на выходном патрубке цапфы узла подвода и соединен с выходным штуцером, обеспечивающим подвод пускового горючего, а по его окончании — подвод основного горючего.

Другой конец трубопровода пускового горючего свободно расположен в направляющем отверстии фланца узла подвода и при качании рулевой камеры совершает в этом отверстии перемещения на заданный угол.

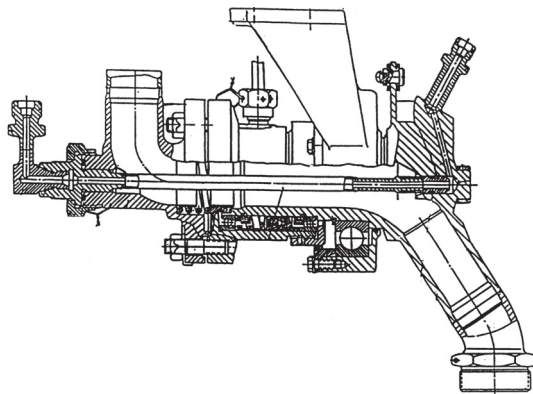


Рис. 6. Узел подвода горючего в рулевую камеру

Всего было проведено 9 испытаний двух двигателей РД-108 и 3 испытания одного двигателя РД-107 совместно с рулевыми агрегатами.

Испытания проводились в широком диапазоне изменения внешних условий на входе в двигатели, в частности по температуре окислителя от $-168,3$ до $-179,3$ °С, температуре горючего от -42 до $+40$ °С, по давлению окислителя от 3,61 до 5,2 кгс/см², давлению горючего от 2,99 до 3,7 кгс/см².

Для оценки возможного влияния расхода основного горючего через магистраль подачи пускового горючего после его воспламенения с кислородом на всех режимах работы двигателя в процессе испытаний варьировались значения давления в камерах от 90 до 105% и массового соотношения компонентов от 2,0 до 2,85.

Оценка характера воспламенения компонентов топлива производилась по показаниям узкодиапазонных датчиков давления, которые устанавливались непосредственно перед форсунками основной и рулевой камеры.

На рис. 7 представлены графики типичного изменения параметров в системе пускового горючего при запуске двигателя.

При этом использованы следующие обозначения:

- ДПК — давление горючего перед основными камерами;
- ДПГР — давление горючего перед узлами подвода рулевых камер;
- ДПГ — давление пускового горючего перед развилкой на камеры;
- ДТЗ — давление горючего перед трубопроводом запуска.

Циклограмма подачи команд обозначена следующим образом:

- 0 — команда на открытие клапана окислителя;
- 1 — открытие клапана окислителя на предварительную ступень;
- 2 — наддув пускового бачка;
- 3 — открытие клапана горючего;
- 4–6 — начало поступления пускового горючего в отдельные камеры;
- 5 — размыкание контактов ПРМ КДПГ;

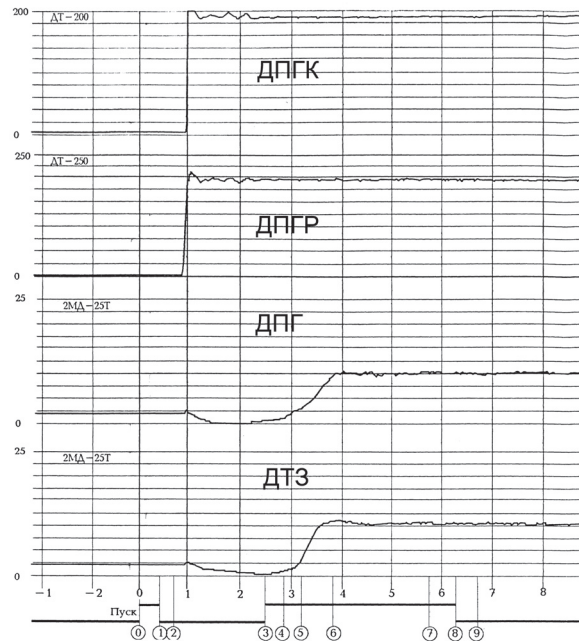


Рис. 7. Узел подвода горючего в рулевую камеру

7–9 — воспламенение основного горючего в отдельных камерах;
8 — замыкание контактов реле КД1.

Через 0,8 с после команды "Пуск" (открытие клапана окислителя) подавалась команда на наддув пускового бачка, при этом давление горючего за бачком (параметр ДТЗ) достигало своего максимального значения в течение 0,2–0,25 с. К этому времени прорывались мембраны трубопроводов запуска (через 0,03–0,05 с после команды на наддув пускового бачка) и пусковое горючее поступало к развилке на камеры сгорания. Момент поступления пускового горючего в этот участок магистрали определялся по началу роста параметра ДПГ, который происходил через 0,1 с после начала интенсивного роста параметра ДТЗ.

Заполнение трубопроводов подачи пускового горючего к камерам двигателя сопровождалось снижением давления по параметрам ДПГК и ДПГР с последующим его ростом при подходе пускового горючего к узлам с повышенным гидравлическим сопротивлением (жиклеры на входах в камеры).

Оценка времен поступления пускового горючего в огневые полости камер производилась по показаниям термопар, установленных на штативах на расстоянии 400 мм от днища форсуночной головки для основной камеры и 165 мм для рулевой камеры.

Времена поступления пускового горючего в основные и рулевые камеры двигателя РД-107 находились в диапазоне 2,96–4,0 с (от команды "Пуск") и 2,98–3,3 с соответственно. Для двигателя РД-108 эти времена составили 3,59–3,96 с и 2,9–3,81 с соответственно.

Комплексный анализ времен поступления и времен срабатывания пневмореле КД1, контролирующего достижение давления $0,25 \text{ кгс/см}^2$ в первой камере, показал, что указанные времена не выходят из статистики испытаний двигателя с пиротехнической системой зажигания. Разброс времени воспламенения компонентов в комплекте камер двигателя близок к статистическому значению.

В целом характер изменения давления в камерах показывает, что процесс воспламенения основных компонентов происходит плавно.

Процесс выхода двигателя РД-107 на режим промежуточной ступени определяется, прежде всего, изменением баланса располагаемой и потребляемой мощностей турбонасосного агрегата по времени.

Применение системы химического зажигания практически не влияет на качественные и количественные характеристики баланса мощностей, поэтому изменения основных параметров, характеризующих выход двигателя на режим промежуточной ступени, подчиняются закономерностям, реализованным в двигателях с пиротехнической системой зажигания.

Характер изменения давления в основных и рулевых камерах при выходе двигателей на режим главной ступени представлен на рис. 8 и 9 соответственно.

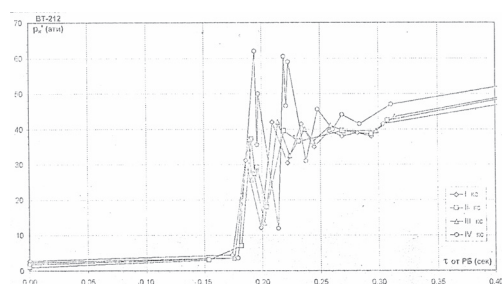


Рис. 8. Изменение давления в основной камере двигателя при выходе на главную ступень

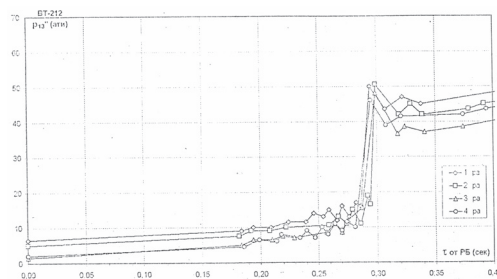


Рис. 9. Изменение давления в рулевой камере двигателя при выходе на главную ступень

На рис. 10 представлены основные времена, характеризующие динамику выхода двигателя на режим главной ступени.

На данном рисунке использованы следующие обозначения (время от команды на перевод двигателя на главную ступень):

РБ — разрыв болта насоса окислителя;

КД5 — срабатывание реле КД5;

90 — достижение 90% тяги главной ступени;

КД5-90 — время перехода от момента разрыва болта до момента срабатывания реле КД5.

Проведенный анализ показал, что каких-либо особенностей, связанных с подачей керосина в камеры двигателя через систему химического зажигания, не обнаружено.

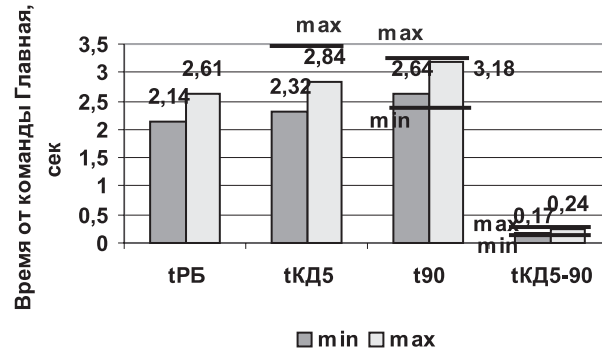


Рис. 10. Основные времена, характеризующие запуск двигателя на главную ступень

Временные интервалы переходных процессов зависят от условий испытаний и не имеют отличий от статистических данных, полученных в процессе испытаний двигателей с пиротехнической системой зажигания.

Не отмечено каких-либо особенностей и в поведении быстроменяющихся параметров на этом участке запуска.

При всех испытаниях двигателей РД-107, РД-108, собранных с системой химического зажигания, рабочий процесс в камерах двигателей был устойчив.

Максимальные значения параметров вибропульсационного режима в диапазоне частот 400–8000 Гц составили ~ 30 g для виброускорений на камерах, $\sim 0,4$ кгс/см² для пульсаций давления горючего перед форсунками, 0,15 кгс/см² для пульсаций давления окислителя перед форсунками камер двигателя, т.е. дополнительный подвод горючего в камеры двигателей через систему химического зажигания практически не повлиял на уровень вибропульсационного режима камер сгорания.

Оценка удельных параметров на двигателях РД-107, РД-108 с системой химического зажигания показала, что отклонение пустотного удельного импульса тяги, определенного по результатам измерений, от ожидаемого лежит в пределах отклонения, допускаемого для двигателей-прототипов.

Выводы

1. Разработанная система химического зажигания компонентов топлива в камерах двигателей РД-107, РД-108 при всех испытаниях обеспечила надежное воспламенение компонентов топлива с плавным нарастанием давления в камере.
2. Запуск, работа двигателей на режимах предварительной, промежуточной и главной ступеней осуществлялись без замечаний с обеспечением динамических характеристик, лежащих в статистических диапазонах двигателей с пиротехнической системой зажигания.

3. Дополнительная подача горючего через систему химического зажигания в камеры двигателей не повлияла на удельные параметры, а также на устойчивость рабочего процесса в камерах.
4. Проведенный объем теоретических и экспериментальных работ позволяет внедрить двигатели РД-107, РД-108 с химической системой зажигания в эксплуатацию в составе РН типа "Союз", что позволит существенно повысить ее эксплуатационные характеристики и безопасность обслуживания на стартовой позиции при подготовке к пуску.

Поступила в редакцию 20/X/2003;
в окончательном варианте — 20/X/2003.

REFINEMENT OF THE IGNITION SYSTEM OF THE ENGINES RD-107, RD-108 PROPELLANT COMPONENTS

© 2004 A.A. Ganin,⁴ B.I. Katorgin, I.Y. Fatuev, V.K. Chvanov⁵

The problem of replacement of pyrotechnic propellants ignition system in chambers of first and second stages engines of "Soyuz" type carrier-rocket with chemical one that permits the carrier-rocket operational characteristics to be essentially refined and to enhance safety during launch preparation. Twelve tests of three engines equipped with the chemical ignition system to verify reliable ignition of the propellant components with smooth pressure increase have been carried out. Theoretical and experimental work provides exploiting the RD-107, RD-108 engines with the chemical ignition system verification in "Soyuz" type carrier-rockets.

Paper received 20/X/2003.
Paper accepted 20/X/2003.

⁴A.A. Ganin, ОАО "Acad. V.P. Glushko NPO Energomash", Privolzhskii Regional Branch.

⁵B.I. Katorgin, I.Y. Fatuev, V.K. Chvanov, ОАО "Acad. V.P. Glushko NPO Energomash".