

ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МНОГОРАЗОВОГО ЗАПУСКА НА БАЗЕ НК-33

В.П. Данильченко, А.Ю. Деев, А.И. Иванов
ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара, vdan26@mail.ru

Ключевые слова: криогенный ЖРД, ракета-носитель, многоразовость, возврат ступени, способ запуска и останова.

В работе приведены данные по основным ЖРД многоразового применения первых ступеней РН в космической отрасли по состоянию на май 2021 год. Показана возможность создания ЖРД многоразового применения на базе двигателя НК-33. Приведены основные задачи, требуемые реализации при создании ЖРД многоразового применения на базе НК-33.

ЖРД многократного применения при использовании по назначению разделяются на двигатели однократного запуска и многократного запуска.

В настоящее время в мире компанией Space X (США) разработан и успешно эксплуатируется на первых ступенях РН Falcon 9 ЖРД многоразового применения и многократного запуска в полёте – Merlin 1D+ открытой схемы, работающий на топливной паре жидкий кислород-керосин.

У компании SpaceX в стадии ОКР и лётных испытаний находится ЖРД многоразового применения и многократного запуска в полёте – Raptor закрытого цикла, работающий на топливной паре жидкий кислород – СПГ.

Указанные двигатели являются единственными на сегодняшний день ЖРД многоразового применения и многократного запуска в полёте, используемые на первых ступенях РН.

В период 1981–2011 гг. двигатели многоразового применения RS-25 (SSME) использовались на американском космическом аппарате Space Shuttle. Двигатель RS-25 при использовании по назначению однократно запускался на Земле. Для повторного использования по назначению двигатель RS-25 проходил межпусковое техническое обслуживание после возвращения Space Shuttle на Землю.

В настоящее время отрабатываются методы и средства спасения для повторного использования по назначению двигателей Резерфорд РН сверхлёгкого класса «Электрон» компании Rocket Lab (США/Новая Зеландия).

В КНР ведутся работы по созданию ЖРД многоразового применения и многократного запуска в полёте на базе двигателя YF-100 для использования на первых ступенях РН.

Требуемые характеристики ЖРД для многоразового использования и многократного запуска в полёте, в первую очередь, определяются характеристиками летательного аппарата. Определяющими критериями многократного использования ЖРД являются возможность возвращения элементов конструкции, в состав которых входит ЖРД, а также сам способ спасения.

В целом, по способам возврата ступени можно выделить следующие варианты:

- парашютная система с приводнением или с вертолётным подхватом;
- парашютная система с приземлением на воздушные маты;
- использование собственных маршевых двигателей;
- использования выдвижных опор для посадки;
- использование ВРД (характерно для планеров);
- сочетание перечисленных выше вариантов.

Для определения требуемых характеристик ЖРД многоразового использования и многократного запуска в качестве ориентира предлагается определить схему, успешно внедрённую компанией SpaceX для спасения первой ступени РН Falcon 9.

В настоящее время в РФ отсутствуют РН многоразового использования.

В качестве прототипа для разработки ЖРД многоразового использования и многократного запуска предлагается использовать ЖРД НК-33, разработанный коллективом ОКБ под руководством генерального конструктора Н.Д. Кузнецова.

Двигатель НК-33 – однокамерный жидкостный ракетный двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, выполненный по «замкнутой» схеме с дожиганием окислительного газогенераторного газа. Двигатель НК-33 предназначался для I ступени РН Н1 в рамках программы пилотируемых полётов на Луну. Двигатель НК-33 в 1972 году успешно прошел межведомственные испытания и до апреля 1974 года находился в серийном производстве.

В 2010-х годы были проведены работы по адаптации двигателя НК-33 для применения в качестве маршевого двигателя в составе двигательной установки блока первой ступени ракеты-носителя легкого класса «Союз-2-1в».

Потенциал, заложенный в конструкцию ЖРД НК-33, будет максимально использован при разработке ЖРД многоразового использования и запуска в полёте. Ниже приведены статистические данные, подтверждающие возможность применения двигателя НК-33 в качестве прототипа для создания ЖРД многоразового использования и запуска в полёте:

- 17 запусков без съёма со стенда (только с заменой пиросредств);
- для основного режима тяги перегрузочными испытаниями (108%) подтверждена возможность достижения ресурса 1200 секунд при 5-10 запусках;
- наработка за одну сборку до 15570 секунд (на пониженных режимах);
- отработана и внедрена система обработки двигателей после огневых испытаний;
- достигнута степень дросселирования 45% от $P_{к ном}^*$.

Задачи, решаемые при разработке ЖРД многоразового запуска на базе НК-33:

- многократный (не менее трёх раз) запуск и останов двигателя в полёте;
- повторное использование двигателя до 20 раз;
- дросселирование по тяге до 15%;
- управление вектором тяги;
- межпусковое обслуживание двигателя;
- улучшение антикавитационных характеристик насоса окислителя.

Двигатель НК-33 в составе РН обеспечивает однократный запуск. Для увеличения количества запусков в полёте необходимо исключить применение пиросредств в системах запуска и останова и внедрить химическое зажигание КС. Для раскрутки ТНА на запуске использовать следует пневмозапуск или электрозапуск. Пироклапаны необходимо заменить на электропневмоклапаны.

Количество случаев повторного использования двигателя НК-33 ограничено ресурсом работы двигателя на основном режиме тяги (1200 с). Для сохранения конструкции основных сборочных единиц (камера, ТНА, ГГ) представляется целесообразным снизить основной режим работы с 100% до 85%. Возможно увеличение случаев повторного использования двигателя, как минимум, до 20 раз.

В случае использования ЖРД для маневрирования и торможения при спасении ступени необходимо увеличить степень дросселирования двигателя НК-33. Эта задача решается доработкой системы подачи горючего в газогенератор и камеру.

Двигатель НК-33 разработан для силовой установки первой ступени РН Н1, состоящей из 30 двигателей. Управление вектором тяги (УВТ) осуществлялось рассогласованием тяги противоположно расположенных двигателей. Возможность качания двигателя НК-33 подтверждена на РН Антарес. УВТ возможно осуществлять за счёт внедрения в конструкцию кардана или применения рулевых камер.

Выводы:

- 1) Двигатель НК-33 удовлетворяет современным требованиям к жидкостным ракетным двигателям на топливной паре «кислород-керосин».

- 2) Имеется научно-технический задел для создания жидкостного ракетного двигателя многоразового запуска на базе двигателя НК-33.
- 3) Возможно применение жидкостного ракетного двигателя многоразового запуска в составе ракет-носителей лёгкого и среднего классов в Российской Федерации и за рубежом (КНР, Индия, Аргентина и др).

Сведения об авторах

Данильченко Валерий Павлович, профессор, доктор технических наук, главный конструктор ПАО «ОДК-Кузнецов», т.(846) 998-59-72, vdan26@mail.ru;

Деев Аркадий Юрьевич, заместитель главного конструктора ПАО «ОДК-Кузнецов», т.(846) 998-54-91- arkdeev@yandex.ru;

Иванов Александр Иванович, начальник отдела ПАО «ОДК-Кузнецов», т.(846) 998-54-92, e-mail: alex_slavross@mail.ru.

NK-33 BASED MULTI-LAUNCH LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE

V.P. Danilchenko, A.Iu. Deev, A.I. Ivanov

Public Joint-Stock Company “UEC-Kuznetsov”, Samara, vdan26@mail.ru

Keywords: cryogenic liquid-propellant rocket engine (LPRE), launch vehicle (LV), reusability, LV first stage return, start-up and shutdown technique.

The paper provides current space industry data on the main reusable LPREs for LV first stages as of May 2021. The possibility of creating an NK-33-based reusable rocket engine is presented. The authors describe the main tasks to be implemented while creating a reusable LPRE based upon the NK-33 engine.