

топливе, и обеспечивать при этом более высокие экономичность, динамику и эксплуатационные характеристики. Кроме того, полученные в работе результаты могут быть полезны при создании РДМТ, использующих в качестве горючего жидкие углеводороды, которые также имеют перспективы применения в системах управления РБ.

Статья поступила в редакцию 18.11.2005

Александр Викторович Кочанов родился в 1951 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1974 г. Старший научный сотрудник ФГУП “Центр Келдыша”, автор 3 научных работ.

A.V. Kochanov (b. 1951) graduated from the Bauman Moscow State Technical University in 1974. Senior researcher of the Federal State Unitary Enterprise “Keldysh Center”. Author of 3 publications.

Александр Геннадьевич Клименко родился в 1972 г., окончил Московский авиационный институт в 1995 г. Инженер ФГУП “Центр Келдыша”. Автор одной научной работы.

A.G. Klimenko (b. 1972) graduated from the Moscow Aviation Institute in 1995. Engineer of the Federal State Unitary Enterprise “Keldysh Center”. Author of 1 publication.

УДК 629.7.036.54-63

Ю. И. А г е е н к о, А. Г. М и н а ш и н,
В. Ю. П и у н о в, Е. П. С е л е з н е в,
Ф. М. Л е б е д е в, Б. Б. П е т р и к е в и ч

ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ ДЛЯ СИСТЕМЫ ПРИЧАЛИВАНИЯ И ОРИЕНТАЦИИ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ “СОЮЗ”

Представлен опыт КБХМ им. А.М. Исаева по созданию жидкостных ракетных двигателей малой тяги для пилотируемого космического корабля “Союз”. Рассмотрены проблемы применения в отечественной практике двигателей с камерой из тугоплавкого ниобиевого сплава с жаростойким силицидным покрытием. Даны описание конструкции, основные схемные решения, результаты испытаний и эксплуатации.

В 1971 г. по инициативе руководителя КБХМ (ОКБ-2) — выдающегося ученого и конструктора в области жидкостного ракетного двигателестроения А.М. Исаева — на предприятии было создано подразделение жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ). В КБХМ возникло и получило мощное развитие новое направление — разработка одно- и двухкомпонентных ЖРДМТ.

В конце 1960-х годов А.М. Исаев прозорливо предвидел, что одним из путей дальнейшего развития космической техники будет совершенствование ранее разработанных и создание новых двигательных установок, которые обеспечили бы не только движение космического аппарата по заданной траектории полета, но и управление аппаратом: его ориентацию, стабилизацию, проведение маневров по стыковке и расстыковке с другими аппаратами и т.д.

Эффективность выполнения всей программы полета космического аппарата зависит от успешной работы двигательной установки системы управления, исполнительным органом которой является двигатель малой тяги.

В последнее время требования к космическим летательным аппаратам и к их двигательным установкам систем управления интенсивно возрастают, прежде всего, с точки зрения увеличения до 15...20 лет срока активного существования, повышения надежности, минимизации массы и габаритных размеров.

Это, в свою очередь, требует от ЖРДМТ — исполнительных органов систем управления — значительного повышения ресурса, высокой экономичности, стабильности параметров, минимального энергопотребления, высокой герметичности, минимальных габаритов и массы, высокой надежности.

Кроме того, в настоящее время на передний план выходит требование оптимизации стоимости отработки и изготовления, которое может стать определяющим фактором при выборе того или иного двигателя.

К началу XXI в. предприятием КБХМ им. А.М. Исаева накоплен значительный опыт разработки ЖРДМТ с учетом вышеперечисленных требований. Цель настоящей статьи — показать принципиальные подходы и технические решения, применяемые КБХМ при создании ЖРДМТ, а также достигнутые при этом некоторые результаты.

Целый ряд созданных двухкомпонентных ЖРДМТ на штатных компонентах топлива — азотном тетроксиде и несимметричном диметилгидразине — находится на стадии серийного использования, в том числе для пилотируемых космических комплексов.

Так, начиная с 1991 г. на космических аппаратах предприятия НПО им. С.А. Лавочкина успешно эксплуатируются двигатели тягой 25 Н с высокими энергетическими характеристиками, впервые в отечественной практике укомплектованные камерами сгорания из тугоплавкого ниобиевого сплава с жаростойким силицидным покрытием.

На пилотируемом космическом корабле “Союз” в течение более пятнадцати лет успешно эксплуатировался двигатель причаливания и ориентации тягой 25 Н. Однако, постоянно возрастающие требования к ЖРДМТ привели к необходимости создания более совершенного двигателя по техническому заданию РКК “Энергия”.

К 1995 году КБХМ разработан жидкостной ракетный двигатель малой тяги с повышенными энергетическими характеристиками для применения на корабле “Союз” в качестве исполнительного органа системы управления. Начиная с 1996 г. двигатель успешно эксплуатируется в составе пилотируемых космических кораблей серии “Союз”.

Двигатель тягой 25 Н предназначен для ориентации и стабилизации пилотируемого корабля “Союз” по трем осям во время орбитального полета, а также для стабилизации корабля по каналу крена при работе сближающе-корректирующего двигателя с целью обеспечения причаливания к орбитальной космической станции.

Требования к двигателю были предъявлены чрезвычайно высокие: наряду с высокой надежностью (двигатель разрабатывается для пилотируемых космических кораблей (ПКК)) он должен обладать и высокими энергетическими характеристиками.

Каким же образом организовать рабочий процесс в камере сгорания, чтобы обеспечить такие высокие характеристики?

Традиционные представления об организации рабочего процесса в камере сгорания ЖРД заключаются, в частности, в следующем: часть компонента топлива для обеспечения теплового состояния стенки камеры сгорания необходимо направить на создание завесы и внутреннего охлаждения. При этом часть топлива выходит из непосредственной реакции горения, следовательно, энергетические характеристики двигателя падают. Чтобы их повысить, на стенку камеры сгорания надо направить минимальное количество топлива. Энергетика возрастет, но надежность двигателя, во многом определяемая тепловым состоянием стенки камеры сгорания, может упасть, что для ПКК неприемлемо.

Казалось бы, возникает неразрешимая проблема сочетания двух взаимных противоположностей. Однако, конструкторами КБХМ было найдено, на первый взгляд, парадоксальное решение: отказ от минимизации расхода топлива, подаваемого на организацию завесы. Наоборот, все топливо направляется на стенку камеры сгорания, при этом она получает мощное внутреннее охлаждение и ее тепловое состояние становится очень надежным. Для получения же высокой энергетики необходимо задать определенное распределение компонентов топлива на стенке, которое даст высокую полноту сгорания топлива.

И, как оказалось, такое неординарное техническое решение полностью себя оправдало.

Двигатель (рис. 1) представляет собой неразъемную паяно-сварную конструкцию, основными элементами которой являются форсуночная головка, камера сгорания, два одинаковых по конструктивному исполнению электромагнитных клапана окислителя и горючего, электроннагреватель, магнитоуправляемый сигнализатор и теплоизоляция.

Форсуночная головка со струйно-центробежной схемой организации рабочего процесса обладает уникальным сочетанием свойств:

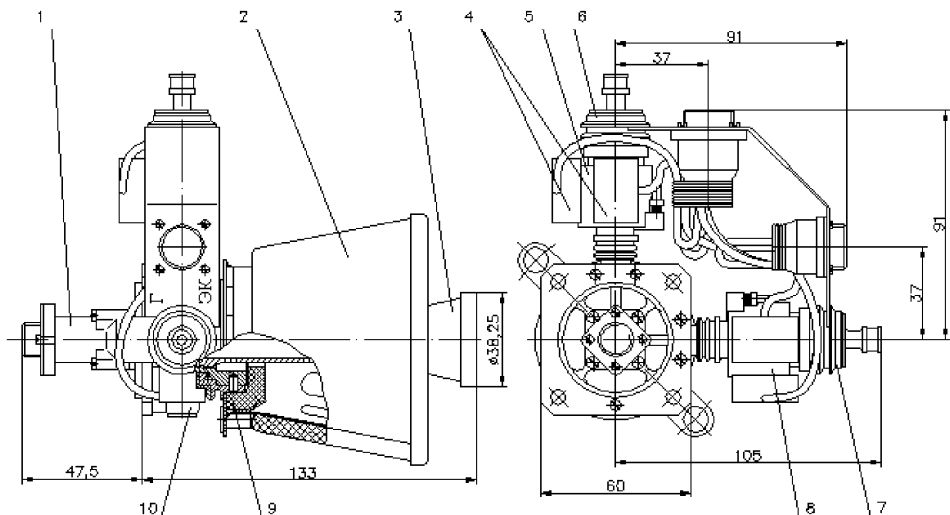


Рис. 1. Двигатель тягой 25 Н:

1 — электронагреватель; 2 — теплозащитный экран; 3 — камера сгорания; 4 — сигнализатор магнитоуправляемый; 5 — электроклапан “О”; 6, 7 — дроссель “Г”; 8 — электроклапан “Г”; 9 — теплоизоляция; 10 — форсуночная головка

1) обеспечивает высокие энергетические характеристики в непрерывном и импульсном режимах работы; 2) обеспечивает надежную тепловую защиту стенок камеры сгорания и огневого днища в сочетании со значительным ресурсом огневой работы; 3) обеспечивает устойчивость рабочего процесса в широком диапазоне входных условий.

Все топливо подается на стенку камеры сгорания, при этом окислитель предварительно попадает на дефлектор, который выполняет несколько функций. Выполняя свою основную роль — преобразование падающих на него струй окислителя в пленки, дефлектор одновременно является, во-первых, экраном, уменьшающим тепловой поток излучения в форсуночную головку от горячих газов в камере сгорания, и, во-вторых, разделителем, отделяющим придонную зону форсуночной головки, наполненную относительно холодными парами окислителя, от зоны высокотемпературных продуктов сгорания в камере сгорания.

Придонная зона является застойной, в ней пары окислителя находятся в относительном покое, а горячая зона интенсивно циркулирующих вихреобразных токов продуктов сгорания от днища форсуночной головки отделена дефлектором. Таким образом, интенсивно циркулирующие вихреобразные токи не контактируют с днищем форсуночной головки, и оно остается относительно холодным. Благодаря этому резко снижается вероятность закипания компонентов топлива внутри форсуночной головки, а также вероятность прогара днища форсуночной головки.

Кроме того, следует учесть, что тепловой поток, передаваемый теплопроводностью от горячей камеры сгорания по ее стенке в форсу-

ночную головку, “перехватывается” интенсивно падающими с дефлектора на стенку камеры пленками окислителя. В результате, двигатель надежно защищен от опасного, с точки зрения повышения температуры форсуночной головки, режима “накачки теплоты в головку”. Такой режим для двигателя с подобной схемой организации рабочего процесса попросту отсутствует.

Двигатель является многорежимным, обеспечивает надежную работу в импульсном режиме при любом сочетании времен включений и пауз продолжительностью от 0,025 с до 4000 с. При этом отдельные экземпляры двигателей-прототипов нарабатывали огневые ресурсы до 150000 с и более. Все три вида теплопередачи в форсуночную головку от продуктов сгорания и самой камеры: излучение, конвекция и теплопроводность — надежно блокируются с помощью дефлектора.

Камера сгорания изготовлена из ниобиевого сплава с жаростойким силицидным покрытием по технологии и на оборудовании опытного производства КБХМ.

Всестороннее использование богатого опыта предприятия позволили обеспечить высокую экономичность и другие требуемые характеристики двигателя.

Удельный импульс (рис. 2) при номинальных значениях входных давлений $p_{вх.о} = p_{вх.г} = 1,55$ МПа составляет 285 с; во всем диапазоне входных давлений от 1,2 до 2,2 МПа удельный импульс имеет значения от 276 до 293 с.

Такие высокие энергетические характеристики на двигателях аналогичного уровня тяги в отечественном ракетном двигателестроении получены впервые. При этом следует учесть, что приведенные результаты соответствуют геометрической степени расширения $f_{отн} = 44$ и приведенной длине камеры сгорания $l_{прив} = 0,6$ м. При увеличении степени расширения и приведенной длины возможно увеличение удельного импульса до 300 с.

Двигатель стабильно работает в широком диапазоне изменения входных давлений от 0,3 МПа при дросселировании до 2,8 МПа при форсировании.

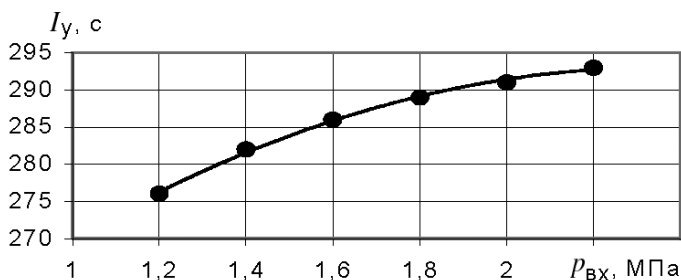


Рис. 2. Зависимость удельного импульса от давления на входе

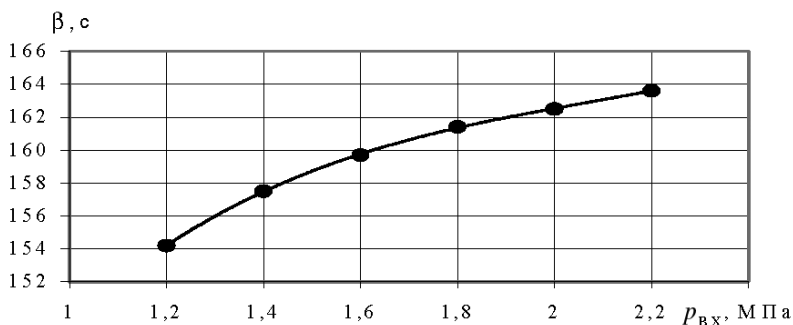


Рис. 3. Зависимость расходного комплекса от давления на входе

Следует отметить, что по техническому заданию РКК “Энергия” приводится не традиционная дроссельная характеристика — зависимость удельного импульса от давления в камере сгорания, а зависимость удельного импульса от давления на входе $P_{вх}$, поскольку этот параметр является одним из условий работы, определяющим основные технические характеристики двигателя (тягу, удельный импульс, соотношение компонентов топлива).

Номинальное значение массового соотношения компонентов топлива составляет 1,85. В этом случае значение объемного соотношения компонентов топлива становится равным 1, что позволяет проектировать баки окислителя и горючего одинакового конструктивного исполнения.

Качество организации рабочего процесса в камере сгорания при отработке ЖРДМТ определяется величиной расходного комплекса β , экспериментальная зависимость которого от давления на входе показана на рис. 3.

Величина расходного комплекса определялась по измеренным значениям давления в камере сгорания p_k , площади критического сечения $F_{кр}$ и секундного массового расхода m в соответствии с зависимостью $\beta = p_k F_{кр} / m$.

Благодаря низкой температуре головки, привалочной плоскости и электроклапанов (рис. 4) двигатель, установленный на теплоизолированном кронштейне объекта, не требует системы отвода тепла при огневой работе, в результате чего снижается масса двигательной установки и энергопотребление, повышается ее надежность.

Запас работоспособности по температуре камеры сгорания составляет $\sim 500^\circ\text{C}$, что обеспечивает высокую надежность в сочетании со значительным ресурсом огневой работы.

Температуры наружных поверхностей конструктивных элементов двигателя определялись с помощью блока термомпар, а температура стенки камеры сгорания — с помощью термовизионной системы.

В течение 10 лет 216 двигателей в составе 18 пилотируемых кораблей успешно выполнили программные задания без каких-либо замечаний к их работе.

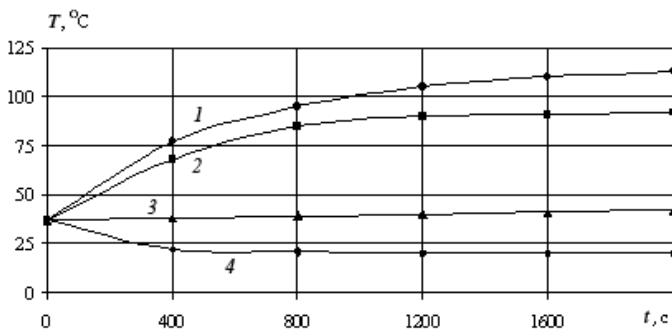


Рис. 4. Температура наружных поверхностей конструктивных элементов:
 1 — узел соединения; 2 — головка; 3 — привалочная плоскость; 4 — клапан

В настоящее время по однотипной схеме организации рабочего процесса форсуночной головки и с применением камер сгорания из ниобиевого сплава с жаростойким покрытием создаются двигатели тягой 35, 50, 100 и 200 Н, находящиеся на заключительных этапах отработки. Во всех этих двигателях применяются унифицированные электроклапаны разработки КБХМ.

Важно отметить, что выбор конструктивных параметров форсуночной головки выполняется на основании оптимизационного расчета, позволяющего сразу определить базовый вариант, резко сократить время и значительно снизить затраты на создание двигателя.

Таким образом, в настоящее время КБХМ им. А.М. Исаева проектирует жидкостные ракетные двигатели малой тяги с высокими энергетическими характеристиками и надежным тепловым состоянием, а следовательно, с большим ресурсом огневой работы в сочетании с высокой надежностью, проводя при отработке испытания минимального объема материальной части за короткое время при оптимальном финансировании.

Статья поступила в редакцию 18.11.2005

Юрий Иванович Агеенко окончил МАИ. Начальник отдела КБХМ им. А.М. Исаева.
 Yu.I. Ageenko graduated from the Moscow Aviation Institute. Head of department of the Design Bureau of Chemical Engineering n.a. A.M. Isaev.

Алексей Георгиевич Минашин окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана. Начальник группы КБХМ им. А.М. Исаева.

A.G. Minashin graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School. Head of group of the Design Bureau of Chemical Engineering n.a. A.M. Isaev.

Валерий Юрьевич Пиунов окончил Челябинский политехнический институт. Заместитель генерального конструктора КБХМ им. А.М. Исаева.

V.Yu. Piunov graduated from the Chelyabinsky Polytechnic Institute. Deputy General Designer of the Design Bureau of Chemical Engineering n.a. A.M. Isaev.