



ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГИБРИДНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Для снижения стоимости выведения грузов в космос требуются повышение экономичности, удельных тяговых характеристик и надежности ракетных двигателей, а также совершенствование их систем управления. В Исследовательском Центре им. М.В. Келдыша созданы несколько модификаций высокоэффективных гибридных ракетных двигателей (ГРД), применение которых сулит хорошие перспективы по сравнению с использованием ЖРД и РДТТ.

ФГУП "Исследовательский Центр
им. М.В. Келдыша":

Николай Волков, начальник сектора, к.ф.-м.н.

Руфина Голлендер, начальник сектора, к.т.н.

Николай Давыденко, начальник сектора

ГДП НИЦ ЦИАМ:

Леонид Семенов, начальник сектора

Борис Ступин, инженер-испытатель

Новые задачи, в том числе коммерческие, заставляют уделять все большее внимание гибридным ракетным двигателям, обладающим рядом замечательных особенностей:

- простотой и надежностью;
- взрывобезопасностью на этапах изготовления и эксплуатации;
- относительно низкой стоимостью топлив;
- экологической чистотой продуктов сгорания;
- малой чувствительностью к дефектам заряда твердого компонента;
- возможностью регулирования тяги и многократного включения.

Стандовый вариант демонстрационного ДГРД



Успешному применению ГРД способствуют новые технологические и конструкционные решения: применение зарядов твердого горючего "коврового" типа (скатанный в рулон заданного диаметра лист горючего из пластичного материала), неохлаждаемые корпусов и сопловых блоков двигательных установок (ДУ), изготовленных из стеклопластиковых и композиционных материалов и др.

При определении технического облика гибридного двигателя в любой области его использования основной проблемой является оптимизация энергомассовых характеристик. Решение этой задачи связано с выбором совершенной и надежной схемы ДУ, высокоэффективного топлива, а также качественных конструкционных и теплозащитных материалов.

Как известно, удельный импульс зависит не только от совершенства двигателя, но и от температуры и молекулярного веса продуктов сгорания. Поэтому желательно, чтобы топливо содержало в себе компоненты с наибольшей исходной плотностью, обеспечивало максимальное тепловыделение и давало продукты сгорания с возможно меньшим молекулярным весом. Компонентами гибридных ракетных топлив могут являться практически все горючие вещества и окислители. При этом не только "классические", ныне используемые, но и те, которые вследствие несовместимости непригодны для современных ЖРД или РДТТ.

В ГРД прямой схемы используются твердое горючее и жидкий окислитель, обеспечивающие наиболее высокий удельный импульс (обратная схема предусматривает применение твердого окислителя и жидкого горючего). Объем горючего, как правило, меньше объема окислителя, поэтому размеры гибридных ДУ прямой схемы превосходят габариты установок с РДТТ, но меньше размеров ДУ с ЖРД. Самыми простыми, хорошо освоенными, и в то же время достаточно эффективными являются гибридные топлива на основе полимерных углеводородных горючих. Наличие мощной сырьевой базы, хорошо развитого производства, а также низкая стоимость и нетоксичность таких топлив делают их наиболее перспективными для применения. В качестве твердого горючего применяют полиэтилен $(C_2H_4)_n$, синтетические смолы, каучуки и др., а в качестве окислителя - жидкий кислород O_2 , высококонцентрированную перекись водорода H_2O_2 , азотный тетроксид N_2O_4 и др.

Относительно низкая температура горения (3000...3600К) и небольшое давление в камере сгорания (1,5...3МПа) гибридного двигателя позволяют существенно (по сравнению с РДТТ и ЖРД) упростить и удешевить систему теплозащиты. При разработке и создании двигателей этого типа могут широко использоваться технические решения, технологические процессы, производственное и испытательное оборудование, применяемые при изготовлении РДТТ и ЖРД. Из "готовых" частей для РДТТ и ЖРД можно за полгода создать высоконадежный гибридный двигатель при относительно низкой стоимости разработки.

В Центре Келдыша создан демонстрационный образец гибридного ракетного двигателя тягой 3 тс. Он позволяет провести исследования рабочих процессов, энергетических характеристик ДУ, отработать конструкцию основных узлов, проверить работоспособность современных и перспективных теплозащитных и конструкционных материалов, а также получить экспериментальное

подтверждение принятых технических решений. Другая модификация демонстрационного ГРД имеет тягу до 3 тс и работает на компонентах: газообразный кислород + каучук, полимеры. Его структура позволяет гибко, в соответствии с задачами, изменять конструкцию ДУ. Сопловой блок этой модификации имеет диаметр критического сечения 49 мм (ВНДС-1) или 76 мм (УККМ). Корпус ГРД рассчитан на рабочее давление 6...8 МПа; массовый расход горючего $G_T = 1,25$ кг/с, массовый расход окислителя $G_{ок} = 8,75$ кг/с, время работы двигателя 30 с. Одной из задач огневых стендовых испытаний этого двигателя являлось экспериментальное определение расходно-тяговых характеристик.

При испытаниях стендового варианта ГРД требовалось определить удельный импульс тяги при различных соотношениях расходов окислителя и горючего. Важнейшим и к тому же уникальным практическим результатом испытаний указанного ГРД явилось непосредственное измерение силы тяги при работе на газообразном кислороде и экологически чистых горючих. Одновременно проводились исследования процессов горения, теплообмена и перемешивания. Как показали эксперименты, в камере сгорания были получены весьма высокие значения полноты давления (порядка 98 %), что свидетельствует о хорошем смесеобразовании компонентов.

Экономичность рабочего процесса в двигателе с учетом работы расширения газа в закритической части сопла оценивалась по величине удельной тяги $R_{уд}$, т.е. отношению измеренного значения силы тяги к секундному расходу топлива: $R_{уд} = R_{изм}/G_{\Sigma}$ ($G_{\Sigma} = G_{гор} + G_{окисл}$). Для сравнения теоретических результатов с экспериментальными при одинаковых условиях оценивалась удельная тяга в пустоте. Отношение измеренной удельной тяги в пустоте ($R_{уд,п}$) к ее теоретическому значению называется коэффициентом полноты удельной тяги в пустоте. Он определяет совершенство конструкции двигателя в целом. На номинальном режиме работы стендового двигателя полученные значения этого коэффициента составляли около 95 %, что подтверждает возможность получения на натурном двигателе значения не менее 0,98 (на компонентах кислород + каучук).

По методикам, разработанным в Центре Келдыша, были проведены расчеты энергетических характеристик ГРД и определен профиль контура сопла, обеспечивающего максимальную величину удельной тяги.

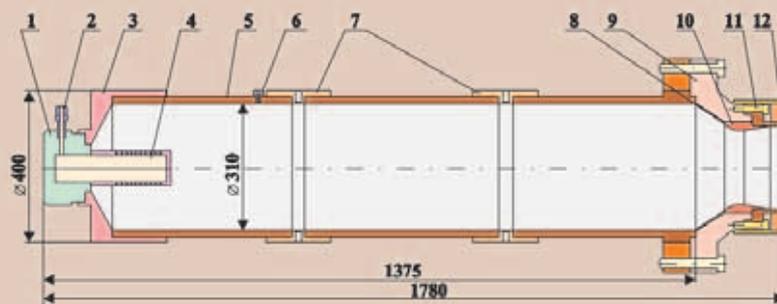


Схема исходного варианта демонстрационного образца ГРД (неснаряженный, без теплозащиты, воспламенителя и блоков твердого горючего):
 1 - коллектор подачи окислителя, 2 - три штуцера подвода окислителя, 3 - передняя крышка, 4 - крышка блока форсунок, 5 - секция корпуса № 1, 6 - штуцер для датчика давления, 7 - муфты № 1 и № 2, 8 - теплозащита корпуса сопла, 9 - корпус сопловой, 10 - вкладыш сопла, 11 - разрывные болты, 12 - уловитель сопла

Удельный импульс тяги равен:

$$I_n = I_n^{та} \cdot (1 - \xi),$$

где $I_n^{та}$ - термодинамический удельный импульс тяги;

ξ - коэффициент суммарных потерь удельного импульса тяги.

Некоторые из составляющих суммарных потерь удельного импульса тяги практически не зависят от конфигурации сверхзвуковой части сопла. Другие зависят, но величина по-

терь либо мала, либо слабо проявляется при постоянных значениях длины и степени расширения. Анализ показал, что при оценке энергетических характеристик сопла необходимо учитывать потери от воздействия процессов рассеяния, трения, осаждения (при наличии металла в составе горючего), а также химической неравновесности.

Экспериментально определенные величины удельного импульса тяги стендового варианта демонстрационного ГРД составили 258 с (компоненты: газообразный кислород + полиуретан) и 239 с (газообразный кислород + полиэтилен) при давлении в камере сгорания $p = 1,1...2,3$ МПа, что согласуется с теоретическими расчетами, учитывающими реальные потери.

Расчет удельного импульса тяги ГРД тягой 3 тс проводился для выбранного профиля сопла, удлинения сверхзвуковой части, равной $\bar{L}_a = L_a/d_a = 1$, и степени расширения $\bar{d}_a = d_a/d_{кр} = 3$. Профиль сверхзвуковой части сопла выбирался из семейства контуров с угловой точкой с равномерной характеристикой на входе. Энергетические характеристики определялись с учетом потерь на рассеяние, трение, излучение тепла, а также потерь вследствие уноса теплозащитных материалов и химической неравновесности.

Полученные в ходе эксперимента данные удовлетворительно согласуются с расчетами удельного импульса тяги демонстрационного ГРД тягой 3 тс. Можно сделать вывод о достижимости реальности удельного импульса тяги порядка 320 с, необходимого для ДУ первых ступеней ракет-носителей. Например, реальный удельный импульс демонстрационного ГРД тягой 3 тс, работающего на топливе жидкий кислород + бутылкаучук, может составить 321,9 с при давлении $p_k = 3,0$ МПа. Эта композиция обеспечивает наибольший удельный импульс ГРД прямой схемы на экологически чистых топливах, не содержащих металлов.



Блоки твердого горючего

DIGEST

EXPERIMENTAL INVESTIGATIONS OF HYBRID ROCKET ENGINE POWER CHARACTERISTICS

Several modifications of highly efficient hybrid rocket engines having very promising performances as compared with liquid-propellant or solid-propellant rocket engines were developed at M.V. Keldysh's Research Center. The 3-t power hybrid rocket engine demonstrator makes possible to study working processes and power characteristics, facilitates the design process of the main engine components. Another engine modification (with <3-t trust) uses the following fuel components: gaseous oxygen + rubber + polymers, and its architecture enables flexible changes of the powerplant structure in compliance with technical requirements. The major and unique practical result of the engine tests is the direct measurement of thrust when operating with gaseous oxygen and ecology-friendly fuels. The experimental data are in good agreement with calculations of specific thrust pulse. It is possible to make conclusion that about 320-s specific thrust pulse is achievable. For example, actual specific pulse of the hybrid rocket engine demonstrator fueled by liquid oxygen+butyl can be 321.9 at 3.0-MPa pressure. This composition provides max. specific pulse of the "direct" engine scheme using ecology-friendly metal-free fuels.