

СТРУКТУРА БАЗЫ ЗНАНИЙ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ОСНОВЕ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

© 2021

В. В. Рыжков кандидат технических наук, руководитель Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Представлены некоторые данные о базе знаний в обеспечение разработки жидкостных ракетных двигателей малой тяги с использованием компьютерных технологий. Предложена структура базы на основе характерных признаков двигателей, включая назначение, компоненты топлива, физические принципы организации рабочего процесса двигателей и др. Наличие в базе электронных версий принципиальных схем, технического облика и основных достигнутых характеристик позволит на стадии проектирования новых изделий выбрать эффективные конструктивные решения, которые в дальнейшем приведут к требуемым параметрам и характеристикам разрабатываемых ракетных двигателей малой тяги. Портрет двигателя, используемый в базе, позволяет оценить возможности технического решения, применённого в конструкции, а также проследить тенденции развития того или иного направления. Особенность создаваемой базы заключается в том, что параллельно с информацией о ракетных двигателях малой тяги накапливаются сведения об их составляющих и комплектующих, которые также могут быть использованы в новых разработках. Учитывая возрастающий объём базы знаний по ракетным двигателям малой тяги, представлены некоторые виды коммуникаций, позволяющие оперативно найти искомую информацию, но требующую определённого упорядочения заложенных данных уже на начальных этапах.

База знаний; ракетный двигатель малой тяги; математические модели; графические пакеты; электронные версии технических решений; двигатели на различных физических принципах; виды коммуникаций с базой знаний

Цитирование: Рыжков В.В. Структура базы знаний в обеспечение создания жидкостных ракетных двигателей малой тяги на основе компьютерных технологий // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 4. С. 28-39. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-4-28-39

Создание сложных изделий ракетно-космической техники (РКТ), к которым относятся жидкостные ракетные двигатели, в том числе малой тяги (ЖРДМТ), с применением современных компьютерных технологий предполагает использование базы знаний, включающей: основные сведения о параметрах, схемах ЖРДМТ, конструкторские решения составных частей двигателей различного целевого назначения в электронном виде, технический облик ракетных двигателей и др.

Электронная база знаний разрабатывается в обеспечение создания новых ЖРДМТ. Она позволяет выделить характерные технические решения, используемые в отдельно взятом изделии, проследить тенденции развития таких двигателей по совокупности разработок, включая известные зарубежные двигатели, а также связать используемые конкретные схемные решения и энергетические характеристики, что является важным при проектировании новых конструкций двигателей.

При разработке следует одновременно решать задачи концептуального проектирования, использовать различные виды инженерного анализа, моделирования возможных опасных режимов работы, а также компоновать изделие и формировать его технический облик. Параллельно получаемые при этом данные необходимо использовать для

подготовки производства. Кроме того, требуется управлять всеми создаваемыми элементами электронной модели (структурой изделия) и процессом создания изделия.

Особенностью разрабатываемой базы знаний является наличие составляющих ЖРДМТ, таких как, например, смесительные элементы, смесительные головки и другие. Причем эту информацию можно использовать в двух вариантах. Первый – заимствовать известное техническое решение и интегрировать его в новую разработку, второй – использовать основную идею технического решения и на этой основе строить собственную разработку.

Структура базы знаний, необходимых для принятия основных решений, определяющих технический облик изделия, может быть представлена по типу матрицы, где по одному направлению расположены виды знаний, а по другому – уровни знаний, используемые на различных стадиях выполнения проекта.

Первая составляющая структуры базы знаний – различные программные продукты для инженерного анализа: расчётные математические модели рабочего процесса ЖРДМТ (составляющих рабочего процесса); модели систем подачи компонентов топлива, включая импульсный режим работы; модели смесительных головок и форсуночных элементов, модели жидкофазного смешения самовоспламеняющегося жидкого ракетного топлива; комплексы вычислительной газовой динамики для описания стационарного (нестационарного) пространственного многокомпонентного вязкого (турбулентного) химически реагирующего потока рабочего тела в до-, транс- и сверхзвуковых областях и др. В современных пакетах вычислительной газовой динамики типа ANSYS CFX [1] и других можно использовать кроме системы уравнений движения различные модели турбулентности, преобразования компонентов топлива в продукты сгорания (модели горения), условия теплообмена на стенке двигателя и т.д. Математические модели отдельных процессов, составляющих внутрикамерный рабочий процесс, в конечном итоге позволяют получить информацию, необходимую для составления исходных на проектирование данных, получить адекватные схемные решения проектируемого двигателя, предсказать его энергетические характеристики, найти распределение компонентов топлива, обеспечивающее допустимое для используемых конструктивных материалов тепловое состояние ЖРДМТ.

Следующая составляющая структуры базы знаний позволяет осуществить процесс проектирования ЖРДМТ в среде одного из современных графических пакетов с учётом компьютерной среды разработки, базовых приёмов проектирования, возможностей выпуска конструкторской документации в соответствии с ГОСТами, действующими на территории России, и других особенностей программного обеспечения.

Далее следует составляющая структуры базы знаний, объединяющая электронные версии известных технических решений в области ЖРДМТ, что позволит получить информацию о двигателях различного назначения; жидкостных ракетных двигателях малой тяги на различных компонентах топлива; принципиальных схемах двигателей; двигателях, рабочий процесс которых организован на различных физических принципах; двигателях с различными параметрами и типами сопел; зарубежных двигателях; технических решениях элементов смесеобразования (смесительных головок), вспомогательных агрегатов и т.д.

Завершающая составляющая базы знаний объединяет сведения о ЖРДМТ, которые по каким-либо причинам не нашли практического применения в объектах ракетно-космической техники, а также дополнительную информацию. Так, представляют интерес решения, принятые в двигателях, которые по схемам, параметрам и другим критериям опережали свое время; по опытным изделиям, которые затем по технологическим причинам или из-за отсутствия материалов с требуемыми свойствами и т.д. претерпели существенные конструктивные изменения; а также перспективным разработкам, на ко-

торых опробовались принципиальные решения в области ЖРДМТ, в том числе актуальные исследования сопел различных типов, например, внешнего расширения, без применения которых становятся проблематичными и новые разработки в области ЖРДМТ. Данные о применённых в различных ЖРДМТ технических решениях и параметрах, реализуемых при этом в двигателях, позволят определить тенденции развития ЖРДМТ.

Целенаправленный поиск результатов исследований, их структурирование и обеспечение к ним доступа разработчиков через специальную базу знаний позволит создавать ЖРДМТ нового поколения с более высокими параметрами, высокой надёжностью и улучшенными энергомассовыми показателями.

Важной функцией базы знаний является возможность проектирования и управления этим процессом на основе современного состояния основных технических решений. При этом по ракетным двигателям малой тяги, предназначенным для создания управляющего импульса тяги в условиях космического пространства, могут использоваться двигатели на различных физических принципах организации рабочего процесса и обладающие рядом особенностей.

Классификация ракетных двигателей малой тяги для систем управления космических аппаратов может быть следующей:

- двигатели на сжатом газе;
- ядерные двигатели (с изотопным реактором, с реактором деления, с реактором синтеза);
- электроракетные двигатели (с газодинамическим ускорением, с электростатическим ускорением, с электромагнитным ускорением);
- двигатели на химическом топливе [газовые двигатели, жидкостные двигатели (на унитарном топливе, на двухкомпонентном топливе), твердотопливные двигатели (на сублимирующем топливе, на гомогенном топливе, на гетерогенном топливе)];
- гибридные двигатели (на твёрдом окислителе, на жидком окислителе).

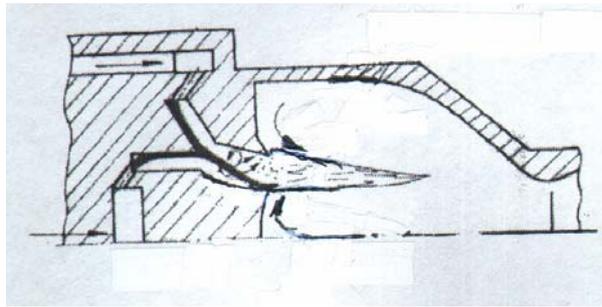
Не по всем направлениям классификации в настоящее время имеются разработки ракетных двигателей малой тяги, но по мере их создания предполагается, что они будут наполнять базу знаний.

В базе представлены данные по ракетным двигателям малой тяги, в частности МД 08 на газообразном рабочем теле азот/гелий, развивающий номинальную тягу $P_n = 0,8/0,73$ Н, реализующий удельный импульс тяги $I_y'' = 716/1657$ м/с. Минимальная длительность включения $\tau_{\min} = 0,03$ с. Применяется в скафандре космонавтов, в двигательной установке возвращаемого аппарата КА «Фобос-Грунт» [2].

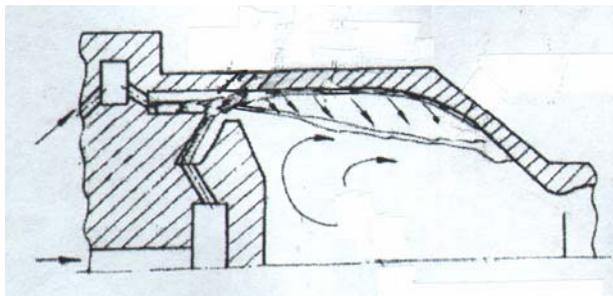
Достаточно широкий диапазон тяг у двигателей термokatалитического разложения гидразина. В [3] представлены ЖРДМТ 255У.208 (тяга $P_n = 5$ Н), 9А6 (тяга $P_n = 25$ Н) и др. Гидразин – однокомпонентное топливо. При его преобразовании реализуется удельный импульс двигателя $I_y'' \sim 2300$ м/с. Особенность ЖРДМТ на этом топливе – радиопрозрачность продуктов истечения из сопла, поэтому целесообразно его использование на межпланетных станциях и аппаратах.

Наиболее распространенным типом ЖРДМТ систем управления различных объектов ракетно-космической техники до настоящего времени являются двухкомпонентные жидкостные ракетные двигатели малой тяги. В качестве примера рассмотрим представленный в базе двухкомпонентный жидкостный ракетный двигатель малой тяги ЭД-200-1 [4] (рис. 1). Разработчик – Самарский университет. Экспериментальный образец ЖРДМТ предназначен для оценки возможности достижения предельных энергетических параметров.

ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА



а



б

ОБЩИЙ ВИД



Рис. 1. Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги ЭД-200-1:
 а – схема организации рабочего процесса на базе клинового смесительного элемента с жидкофазным взаимодействием компонентов в ядре камеры сгорания;
 б – схема организации рабочего процесса на базе клинового смесительного элемента с жидкофазным взаимодействием компонентов на стенке камеры сгорания

На основании предложенных в Самарском университете способов, физических и математических моделей организации рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей малой тяги, реализующих жидкофазное взаимодействие самовоспламеняющихся компонентов топлива, полученных количественных параметров жидкофазных (ЖФПП) и газофазных (ГФПП) промежуточных продуктов, предложен ряд перспективных схем смесеобразования в ЖРДМТ различных уровней тяги, выполненных на базе клиновых, струйных, центробежных и комбинированных смесительных элементов. Разработанные экспериментальные образцы с клиновыми смесительными элементами (рис. 1) имеют следующие технические характеристики. Компоненты: горючее/окислитель – НДМГ/АТ, соотношение компонентов $1,25 \pm 0,2$, номинальная тяга 2000 Н, номинальное давление на входе 1,5 МПа, давление в камере сгорания 0,7 МПа, время включения 0,05...500 с, удельный импульс тяги в непрерывном режиме работы 3200 м/с ($\bar{F}_c \sim 50$).

На рис. 2 [3] показан ЖРДМТ С5.165, предназначенный для использования в составе ДУ КА различного целевого назначения. Смесеобразование самовоспламеняющихся компонентов топлива ЖРДМТ выполнено на базе дефлекторно-центробежной схемы на стенке камеры сгорания двигателя, реализуя жидкофазное смешение самовоспламеняющегося топлива. Характерным является то, что аналогичная схема ЖРДМТ заложена в параметрический ряд двигателей тягой $P = 12$ Н, 25 Н, 50 Н, 100 Н, 200 Н, 400 Н, 600 Н, 1000 Н. Разработчик – «Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева».

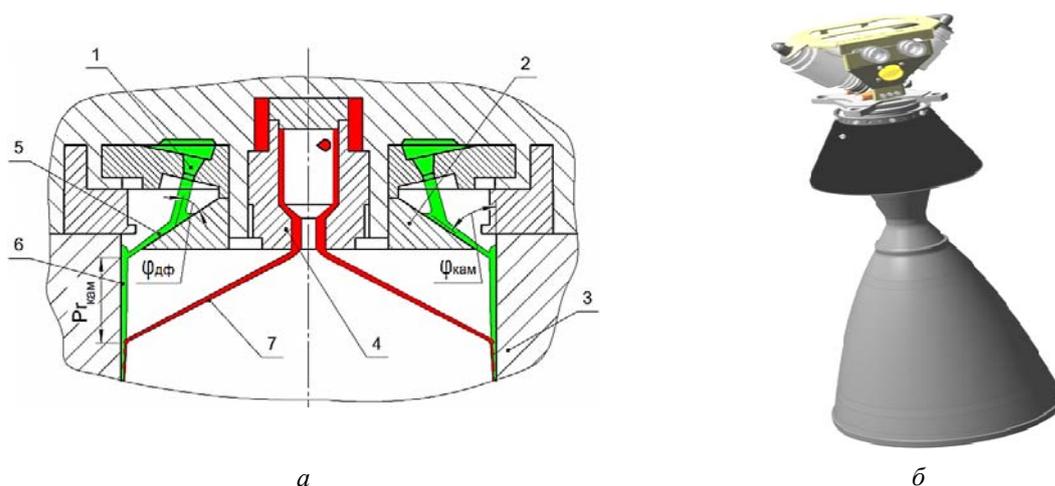


Рис. 2. Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги С5.165:
 а – принципиальная схема: 1 – струйная форсунка окислителя; 2 – дефлектор; 3 – стенка камеры сгорания; 4 – центробежная форсунка горючего; 5 – первичная плёнка окислителя; 6 – вторичная плёнка окислителя; 7 – факел распыла центробежной форсунки;
 б – общий вид

Технические характеристики ЖРДМТ С5.165 следующие: компоненты горючее/окислитель – НДМГ/АТ, соотношение компонентов 1,85, номинальная тяга 392 Н, удельный импульс тяги в непрерывном режиме 312 с, время единичного включения 0,05...4000 с, геометрическая степень расширения сопла 100, длина 485 мм, масса 2,7 кг.

На рис. 3 [2] представлен ЖРДМТ 11Д458Ф на самовоспламеняющемся топливе. Следует отметить, что отечественные разработки ЖРДМТ используют в качестве топлива пару – несимметричный диметилгидразин и азотный тетраоксид (НДМГ+АТ), а зарубежные производители двигателей – топливо монометилгидразин (ММГ) и азотный тетраоксид, а также гидразин (N_2H_4) + азотный тетраоксид. Последние две топливные пары обладают несколько большей энергетикой, чем топливо, применяемое в отечественных разработках, но проигрывают в стабильности при длительном хранении.

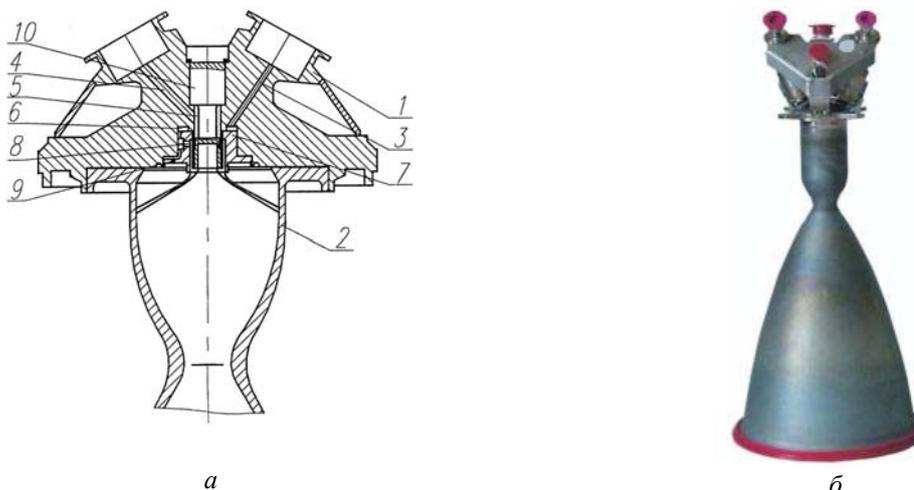


Рис. 3. Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги 11Д458Ф:
 а – принципиальная схема: 1 – смешивательная головка; 2 – камера двигателя; 3 – канал окислителя; 4 – канал горючего; 5 – коллектор горючего; 6 – коллектор окислителя; 7 – втулка; 8 – тангенциальные отверстия центробежной форсунки окислителя; 9 – струйные форсунки; 10 – стержень с тангенциальными отверстиями центробежной форсунки горючего;
 б – общий вид

Разработчик ЖРДМТ 11Д458Ф – АО НИИмаш. Двигатель предназначен для использования в составе двигательной установки перелётного модуля космического аппарата международной программы «Фобос-Грунт». Технические характеристики двигателя следующие: горючее/окислитель – НДМГ/АТИН, соотношение компонентов $1,85 \pm 0,15$; номинальная тяга 382,2 Н, удельный импульс в непрерывном режиме – не менее 2979 м/с, номинальное давление на входе 1,18 МПа, средний минимальный импульс за включение 15,7 Н·с, время включения 0,05...2000 с, геометрическая степень расширения сопла 100, максимальная длина двигателя 483 мм, максимальная масса 3,3 кг, количество включений 10 000, рабочее напряжение 27 В.

В базе знаний представлены примеры ЖРДМТ, в том числе на несамовоспламеняющихся топливных композициях. Внешний вид этих двигателей показан на рис. 4, 5 [2; 5]. Причём на рис. 4 показан двигатель на компонентах керосин + газообразный кислород, а на рис. 5 – РДМТ на топливе газообразные водород + кислород. Разработчик этих двигателей – АО НИИмаш. Двигатель 17Д16 использовался в составе много-разового транспортного космического корабля (МТКК) «Буран». Предназначен для управления ориентацией МТКК в пространстве по командам, подаваемым системой управления. Технические характеристики РДМТ следующие: компоненты O_2 газ + керосин, номинальная тяга 196,2 Н, удельный импульс тяги в непрерывном режиме 2521 м/с (257 кгс·с/кг), номинальное давление на входе «О»/«Г» 3,43/1,62 МПа, средний минимальный импульс за включение 10,8 Н·с, время включения 0,06...180 с, максимальная масса 7 кг, максимальная длина двигателя 360 мм, геометрическая степень расширения сопла 52,9, максимальный диаметр сопла 87,3 мм, количество включений 40 000, номинальное напряжение 27 В, диапазон напряжений 23...34 В, ток срабатывания обоих электроклапанов – не более 0,7 А, ток срабатывания АЗ (апогей зажигания) – не более 1 А.

Разработчик РДМТ (рис. 5) – компания «EADS Astrium». Кислородно-водородный РДМТ планируют использовать на апогейных ускорителях тяжёлых спутников связи, межпланетных КА и межорбитальных транспортных аппаратах. Технические характеристики двигателя следующие: тяга 240–480 Н, удельный импульс 415 с, соотношение компонентов $k_m = 3,6...6,5$, топливо – кислород + водород, давление в камере 0,4–0,8 МПа, количество включений $4 \cdot 10^4$, длина 390 мм, длительность эксплуатации 15 лет, расход 0,06...0,12 кг/с, эффективность 91%, степень расширения 57:1, масса 1,88 кг.

Двигатели (рис. 4, 5) объединяет наличие внешней системы зажигания, которая должна обеспечить, в том числе, и работу в импульсном режиме.



Рис. 4. Ракетный двигатель малой тяги 17Д16



Рис. 5. Кислородно-водородный РДМТ

В базе представлен ряд электроракетных двигателей малой тяги, включая стационарный плазменный двигатель СПД-50 [6]. Отличительной особенностью электроракетных двигателей является существенно более высокий удельный импульс тяги, чем у двигателей других типов. Так, СПД-50 обеспечивает $I_{y^*} = 8000$ м/с. Однако недостатком последних является невозможность развивать значительные тяги из-за особенностей организации рабочего процесса. Тяга ЭРД СПД-50 составляет $P \sim 4 \cdot 10^{-2}$ Н.

В базе знаний собрана информация в виде схем, конструкций и данных по составным частям жидкостных ракетных двигателей малой тяги в следующей последовательности: информация по воспламенительным устройствам, по элементам смесеобразования, по смесительным головкам, по элементам тепловой защиты, по комплектующим двигателям и др.

В части воспламенительных устройств охвачены конструкции следующих систем: электроискровых, плазменных, пьезоэлектрических, газодинамических, лазерных и др.

В качестве примера систем воспламенения на рис. 6 представлена конструкция перспективного воспламенительного устройства [7].

Предполагается, что воспламенение топливной смеси в РДМТ происходит в два этапа: первый реализуется в воспламенительном устройстве при оптимальном составе и объёме компонентов топлива с образованием факела продуктов воспламенения, а второй – в камере сгорания с воспламенением основного топливного заряда от факела воспламенительного устройства.

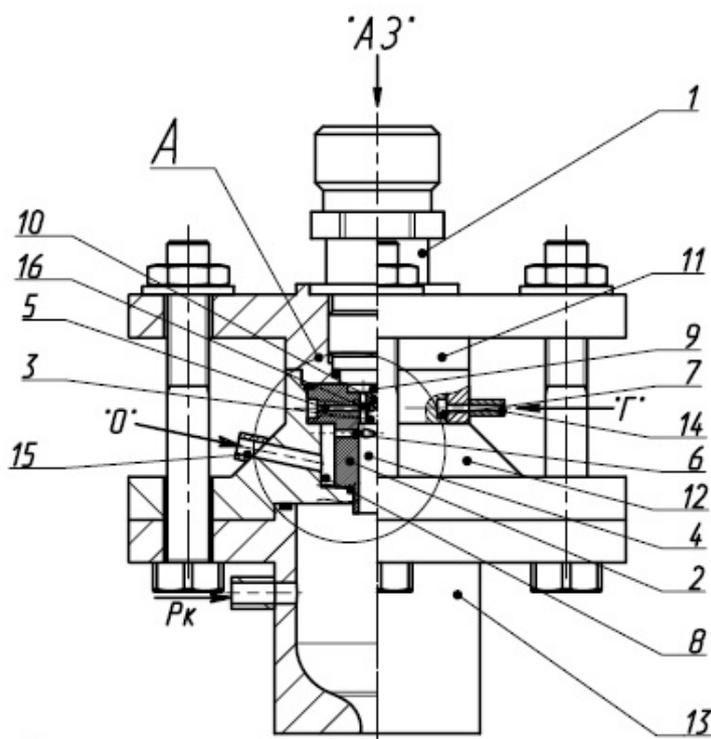


Рис. 6. Воспламенительное устройство РДМТ на несамовоспламеняющемся газообразном (жидком) горючем и газообразном окислителе:

- 1 – свеча зажигания поверхностного разряда; 2 – корпус воспламенительного устройства;
- 3 – канал жидкого (газообразного) горючего; 4 – канал газообразного окислителя;
- 5 – струйная форсунка горючего; 6 – струйная форсунка окислителя; 7 – коллектор горючего;
- 8 – коллектор окислителя; 9 – разрядная полость; 10 – центральное отверстие в диафрагме;
- 11 – верхний фланец; 12 – нижний фланец; 13 – модельная камера сгорания;
- 14 – канал подвода горючего; 15 – канал подвода окислителя; 16 – продольный канал

В базе знаний по смесительным элементам жидкостных ракетных двигателей малой тяги включены различные типы форсуночных элементов (жидкостные, газожидкостные, газовые) поскольку в зависимости от схемы ЖРДМТ в головку камеры сгорания компоненты топлива могут поступать в различном агрегатном состоянии. Поэтому выборки из базы можно формировать, основываясь на основных признаках, характерных для проектируемого двигателя.

На рис. 7 изображён общий вид интерфейса для описания газожидкостной форсунки внутреннего смешения, в которой специальным образом организовано взаимодействие потоков газа и жидкости, в результате чего на выходе из форсуночного элемента формируется газокпельный поток с размерами капель соизмеримыми с $d_{32} \sim 20 \cdot 10^{-6}$ м. Форсунки такого типа представляют интерес и могут быть востребованы в РДМТ на компонентах типа газ + жидкость.

Смесительные головки РДМТ представляют более сложные по сравнению с форсуночными элементами устройства, обеспечивающие смешение компонентов топлива и некоторые функции тепловой защиты конструкции двигателя, а также могут объединять форсунки различного типа.

В базе знаний представлена, в частности, смесительная головка изделия, работающего на компонентах газообразный кислород + жидкое горючее (керосин, спирт) (рис. 8). Основным элементом конструкции является газожидкостный дублет, показанный в плоскости разреза, выход которого направлен в предкамеру перпендикулярно оси двигателя. Охлаждение огневого днища реализуется струйными газовыми форсунками, расположенными по периметру камеры сгорания.

№ в базе данных 3.2.3.1.4.1.2.1

Источник
Пат. № 3790088 США, МКИ В05е 7/06. Propellant splash plate having flow directing means/ Ben F. Wilson (США). The United States of America as

Дополнительная информация
В описании патента имеются модификации конструкции канала подвода газа.

СПОСОБ И УСТРОЙСТВО ДЛЯ СОЗДАНИЯ МИКРОКАПЕЛЬ ЖИДКОСТИ

Чтобы производить микрокапельки жидкости, жидкая струя введена вдоль центральной оси в камеру распылителя с формированием конуса струи, и там на это действует внешний имеющий форму спирали поток газа. Чтобы далее понижать размер капелек, то же самое вводится в камеру реакции короткой длины и осуществлено то же самое дальнейшим имеющим форму спирали потоком газа. Способ или устройство особенно подходит для сгорания фактически без сажи горючих жидкостей, особенно масла.

Существующее изобретение базируется на проблеме создания способа и устройства для того, чтобы произвести микрокапельки жидкости, способе или устройстве позволяющем чрезвычайно чисто распылить вещество при также очень низком жидком давлении.

Проблема решена с отношением к способу изобретения, в котором жидкость введена от отверстия в камеру распылителя таким способом, что сформирован пустотелый конус струи и на этот конус струи действует внешний поток газа, путь потока которого является приблизительно концентрическим и имеющим форму спирали относительно теоретической оси конуса струи.

В соответствии с изобретением сильное столкновение жидкости и потока газа вызвано преднамеренно и управляется. Таким образом возможно получить также чистое распыление при очень низких давлениях жидкости, появляющейся из отверстия.

Предпочтительно, радиус имеющего форму спирали пути потока газа к направлению далеко от отверстия, уменьшен до возможного когда-либо степени однородной скорости. Таким образом поток газа испытывает дополнительное ускорение, последствием которого является то, что капельки жидкости разбиваются до увеличивающей степени.

Чрезвычайно чистые капельки жидкости или микрокапельки жидкости получены в порядке величины приблизительно 20 мк. Такой маленький средний размер капелек не может быть получен с известными форсунками или способами. В большинстве случаев сокращение среднего размера капелек к уровню ниже 50 мк было неудачно из-за ограниченных возможностей доступной производственной технологии.

В соответствии с аппаратными аспектами изобретения, аппарат для того, чтобы производить микрокапельки жидкости включает маленькую трубу, выходное отверстие которой вообще расположено в центре в пределах камеры распыления, и множества проходов входа газа, радиально расположенных от маленького отверстия трубы и приспособленных, чтобы передать имеющее форму спирали движение на газ, введенный в камеру распыления через проходы входа газа. Предпочтительно поперечное сечение камеры распыления уменьшается в направлении потока к выходу камеры распыления, такое уменьшение, является однородным.

На РИС 1 показан конструкция распыляющей камеры (продольное сечение); Хорошее распыление жидкости может быть получено распылительными устройствами, показанными в РИС 1.

Рис. 7. Общий вид интерфейса для описания газожидкостной форсунки

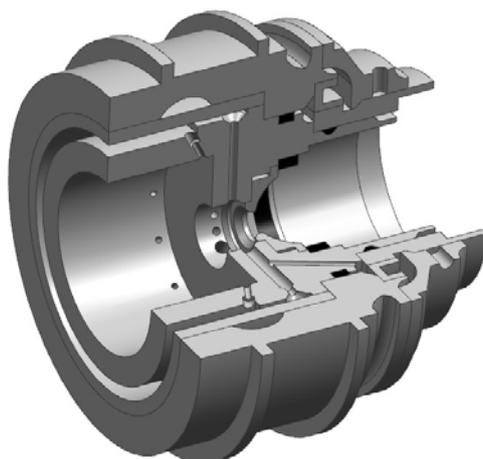


Рис. 8. Смесительная головка газожидкостного РДМТ

Важнейшей составляющей этапа проектирования ЖРДМТ является выбор средств обеспечения тепловой защиты двигателя. Для ракетных двигателей сравнительно больших тяг таким средством является регенеративное охлаждение с соответствующим набором приёмов проектирования этих систем.

Для двигателей малых тяг, как правило, используются возможности внутреннего охлаждения, и если один из компонентов находится в газообразном состоянии, то охлаждение конструкции осуществляется с помощью газовых завес (до- и сверхзвуковых).

В базе представлены варианты (конструктивные элементы) закрученной дозвуковой завесы, обеспечивающей допустимое (в зависимости от конструкционного материала) тепловое состояние камеры выше по потоку узла ввода завесы и ниже по потоку, включая минимальное сечение сопла Лаваля.

В базе знаний содержатся и другие конструкции узла завесы. Примеры некоторых функциональных составляющих ракетного двигателя, которые формируют проектный (технический) облик создаваемого двигателя: высоковольтный блок агрегата зажигания, свечи зажигания поверхностного разряда, высокодинамичные электропневмоклапаны и др.

Учитывая, что проблемных вопросов в жидкостных ракетных двигателях малой тяги достаточно много: в выборе схемных решений двигателя, надёжности систем, составляющих рабочего процесса в камере сгорания и соплах, а также ряда других, информация должна быть определенным образом структурирована.

Предполагая, что основная тенденция развития базы знаний в области ЖРДМТ – это увеличение информации как по видам знаний, так и по уровням, одной из серьёзных проблем становится вопрос организации коммуникаций с базой (разделами базы).

Предусмотрена работа с базой знаний по поиску необходимой информации в одном из трёх режимов: поиск информации по идентификационному номеру; поиск информации по «ключевым словам»; поиск информации по всей базе знаний. Эта схема предполагает хранить информацию в базе в соответствии с определенной структурой и дополнительными материалами, в качестве которых могут быть отличительные признаки объекта поиска.

Для поиска по идентификационному номеру предложена последовательность цифр, объединяющая основные характерные особенности объекта и структурированные специальным образом. Поиск информации по идентификационному номеру заключается в следующем. На примере форсуночных элементов в соответствии со схемой формирования номера каждой форсунки, помещенной в базу, присваивается индекс,

первые семь цифр которого определяются уровнем в последовательности отличительных признаков:

I – по фазовому состоянию компонентов топлива (жидкостные 1, газожидкостные 2, газовые 3);

II – по типу смешения компонентов топлива (внешнего 1, внутреннего 2; комбинированные 3);

III – по конструктивному признаку форсуночных элементов (с образованием струи 1, пленки 2, газокапельного потока 3);

IV – по виду энергии, используемой для распыливания (потенциальная энергия газа 1, акустическая энергия 2, энергия электрического поля 3, энергия магнитного поля 4, другие виды 5);

V – по механизму распыливания компонентов топлива (на несколько крупных фрагментов 1, по типу «парашют» 2, с образованием «мешка» 3, хаотическое 4, «обдирка» поверхностного слоя 5, взрывное разрушение 6);

VI – по вторичным эффектам дробления компонентов топлива (используется вторичное дробление 1, происходит коагуляция капель 2);

VII – по основному назначению форсуночных элементов (авиационные двигатели 1, ракетные двигатели 2, двигатели внутреннего сгорания 3, горелочные устройства 4, устройства технологического назначения 5, комбинированные конструкции 6).

В базе форсуночных элементов с одним идентификационным индексом может быть несколько. Между собой они отличаются порядковым номером в последнем разряде, но в рамках предложенного подхода они образуют одну группу форсунок. Поскольку число уровней в последовательности отличительных признаков принципиально можно увеличить, тем самым число форсунок в группах можно уменьшить.

Организация поиска информации по ключевым словам может быть реализована двумя способами. В первом случае оператором из определённого набора ключевых слов выбираются необходимые и выполняется сканирование текста описания форсунки, в результате чего находятся совпадения и по их числу делается выбор. Во втором случае – текст описания конструкции предваряется ключевыми словами и сканирование ведётся только в их рамках. Очевидно, что второй вариант является более оперативным, но требует дополнительной работы с базой знаний.

Способ получения информации по всей базе имеет право на существование, поскольку им приходится пользоваться в условиях неопределённости поиска.

Решение вопроса коммуникации с базой знаний (разделом базы знаний) предложенным, или каким-либо другим способом, потребует формирования информации, заложенной в базу определённым образом. Лучше это сделать в начальные периоды формирования базы знаний, не дожидаясь накопления достаточно большого объёма информации. Базы знаний, в том числе по жидкостным ракетным двигателям малой тяги и их составляющим (фрагменты изделий, функциональные конструктивные и технологические элементы для проектирования двигателей) должны регулярно пополняться и это является основным критерием их востребованности. Предполагается, что база знаний станет составной частью технологической цепочки по проектированию жидкостных ракетных двигателей малой тяги.

Предложенная структура базы знаний не является статичной и может видоизменяться для удобства использования в процессе создания жидкостных ракетных двигателей малой тяги. Важной составляющей базы знаний могут стать данные о надёжности конструкций отдельных элементов двигателей, способов и степени их отработки, включая новые для ЖРДМТ технические решения. База знаний в перспективе должна включать результаты исследований по основным процессам в элементах ЖРДМТ.

Библиографический список

1. ANSYS CFX – Solver Modeling buide. ANSYS CFX Release 11.0. Canonsburg: ANSYS, Inc., 2006. 566 p.
2. АО «НИИМаш». Каталог продукции 2020. http://www.niimashspace.ru/files/2020/Katalog-НИИМаш-2020_compressed.pdf
3. КБХиммаш им. А.М. Исаева. ЖРДМТ от 0,5 кгс до 250 кгс. <http://www.kbhmisaeva.ru/main.php?id=33>
4. Нигодюк В.Е., Сулинов А.В. Пути совершенствования рабочего процесса ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3 (34), ч. 3. С. 103-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2012-0-3-3(34)-103-108
5. AMPAC-ISP bipropellant engines provide attitude control for X-37B vehicle. <http://www.prnewswire.com/news-releases/ampac-isp-bipropellant-engines-provide-attitude-control-for-x-37b-vehicle-116658579.html>
6. Стационарный плазменный двигатель СПД-50. Официальный сайт ОКБ «Факел». <https://fakel-russia.com/produkcija>
7. Градов В.Н., Рыжков В.В. Ракетный двигатель малой тяги (РДМТ) с многокасадной камерой сгорания на газообразных водороде и кислороде: патент РФ № 2615883; опубл. 11.04.2017; бюл. № 11.

THE STRUCTURE OF KNOWLEDGE BASE TO SUPPORT THE DEVELOPMENT OF LOW-THRUST LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES BASED ON COMPUTER TECHNOLOGIES

© 2021

V. V. Ryzhkov Candidate of Science (Engineering), Head of the Research Center of Space Power Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ke_src@ssau.ru

Some data on the knowledge base to support the development of low-thrust liquid-propellant rocket engines using computer technologies are presented. The structure of the base is proposed on the basis of characteristic features of engines, including the purpose, fuel components, physical principles of organizing the work process of the engines, etc. The presence of electronic versions of schematic diagrams, configuration and the main achieved characteristics in the database will make it possible to choose effective design solutions at the design stage of new products. In the future these solutions will lead to the required parameters and characteristics of the low-thrust rocket engines being developed. The description of the engine used in the database allows assessing the capabilities of the engineering solution used in the design, as well as tracing the development trends of a particular direction in rocket propulsion. The peculiarity of the base being created is that, in parallel with the information about low-thrust rocket engines, the data on their components and accessories is accumulating, which can also be used in new developments. Given the growing volume of the knowledge base on low-thrust rocket engines, some forms of communications are presented that make it possible to quickly find the required information, but requires certain ordering of the design data already at the initial stages.

Knowledge base; low-thrust rocket engine; mathematical models; graphic packages; electronic versions of engineering solutions; engines based on various physical principles; forms of communications with the knowledge base

Citation: Ryzhkov V.V. The structure of knowledge base to support the development of low-thrust liquid-propellant rocket engines based on computer technologies. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 4. P. 28-39. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-4-28-39

References

1. ANSYS CFX – Solver Modeling guide. ANSYS CFX Release 11.0. Canonsburg: ANSYS, Inc., 2006. 566 p.
2. AO «NIIMash». *Katalog produktsii 2020* [NIIMash. Catalogue of products]. Available at: http://www.niimashspace.ru/files/2020/Katalog-NIIMash-2020_compressed.pdf
3. *KBkhimmash im. A.M. Isaeva. ZhRDMT ot 0,5 kgs do 250 kgs* [KBkhimmash named after A.M. Isaev. Liquid-propellant low-thrust rocket engines from 0.5 kgf to 250 kgf]. Available at: <http://www.kbhmisaeva.ru/main.php?id=33>
4. Nigodjuk V.E., Sulinov A.V. Ways to improve the workflow of liquid rocket thrusters on hypergolic propellants. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 3 (34), part 3. P. 103-108. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2012-0-3-3(34)-103-108
5. AMPAC-ISP bipropellant engines provide attitude control for X-37B vehicle. Available at: <http://www.prnewswire.com/news-releases/ampac-isp-bipropellant-engines-provide-attitude-control-for-x-37b-vehicle-116658579.html>
6. *Statsionarnyy plazmennyy dvigatel' SPD-50. Ofitsial'nyy sayt OKB «Fakel»* [Stationary plasma engine SPT-50. Official site of the «Fakel» design bureau]. Available at: <http://www.fakel-russia.com/production>
7. Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyy dvigatel' maloy tyagi (RDMT) s mnog-okaskadnoy kameroy sgoraniya na gazoobraznykh vodorode i kislorode* [Thruster with multi-stage combustion chamber at gaseous hydrogen and oxygen]. Patent RF, no. 2615883, 2017. (Publ. 11.04.2017, bull. no. 11)