

КОМПЬЮТЕРНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БАЗЫ ЗНАНИЙ В ПРЕДМЕТНОЙ ОБЛАСТИ И CAE / CAD СИСТЕМ

© 2019

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

И. И. Морозов младший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Е. А. Лапшин инженер Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

В работе представлены подходы к компьютерному проектированию ракетных двигателей малой тяги с использованием разветвлённой базы знаний, позволяющей принимать основные технические решения, определяющие проектный облик двигателя, на основе разработанного алгоритма этого процесса. Рассмотрена процедура создания электронной 3D-модели ракетного двигателя малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе в среде графического комплекса UNIGRAPHICS. Получены 3D электронные модели основных элементов ракетного двигателя тягой 25 Н с последующей виртуальной сборкой всех компонентов, включая составляющие, заложенные в базу знаний, обеспечивающие разработку, в том числе, конструкторской документации, создание производственной среды на основе электронной модели двигателя, подготовку и собственно производство изделия.

Ракетные двигатели малой тяги; компьютерное проектирование; база знаний; алгоритм проектирования; 3D электронные модели; среда графического пакета; конструкторская документация.

Цитирование: Рыжков В.В., Морозов И.И., Лапшин Е.А. Компьютерное проектирование ракетных двигателей малой тяги с использованием базы знаний в предметной области и CAE / CAD систем // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 4. С. 106-116.
DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-106-116

Создание современных жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) является значимой проблемой в космическом машиностроении, от решения которой зависит эффективность разгонных блоков (РБ), космических аппаратов (КА) и других объектов ракетно-космической техники (РКТ), их динамические энергетические параметры, ресурс и надёжность.

Актуальность вопросов проектирования ЖРДМТ существенно возрастает, когда разрабатываются двигатели, реализующие перспективные схемы и компоненты топлива, опыт работы по которым практически отсутствует. К таким ракетным двигателям малой тяги относятся двигатели на газообразном кислородно-водородном топливе различной размерности и назначения.

По существу, для двигателей подобного типа в настоящее время существуют все предпосылки принципиально другой организации процесса разработки, при которой акцент смещён в область предпроектных работ, получения основных результатов на

базе современных моделей рабочего процесса, реализующих программные продукты, методы и средства компьютерного проектирования.

Такая концепция разработки ЖРДМТ предполагает наличие развитой базы знаний в области жидкостных ракетных двигателей малой тяги и её широкое использование на начальных этапах проектирования для решения основных проблемных вопросов.

Структура базы знаний, созданная для проектирования жидкостных ракетных двигателей малой тяги и принятия определяющих проектный облик изделия технических решений, может быть представлена по типу матрицы. По одному направлению расположены виды знаний, а по другому – уровни знаний, используемые на различных стадиях выполнения проекта.

По виду знаний следует различать:

– расчётные математические модели рабочего процесса ЖРДМТ (составляющих рабочего процесса);

– современные графические пакеты с учётом компьютерной среды разработки, базовых приёмов проектирования, возможностей выпуска конструкторской документации и других особенностей программного обеспечения;

– электронные версии об известных технических решениях в области ЖРДМТ.

По уровню знаний можно выделить:

– общий (доступный) уровень;

– корпоративный уровень;

– уровень проектных структурных подразделений.

Отметим, что структурирование информации и обеспечение к ней доступа разработчиков через созданную базу позволит создавать ЖРДМТ нового поколения с более перспективными параметрами, высокой надёжностью и улучшенными энергомассовыми показателями. Электронная база знаний, разработанная в обеспечение создания новых ЖРДМТ, объединяет характерные изделия.

Например, базу можно применить для анализа особенностей ЖРДМТ по следующим признакам:

– по назначению двигателей;

– компонентам ракетного топлива;

– физическим принципам организации рабочего процесса двигателей;

– принципиальным схемам;

– типу сопла;

– принадлежности к стране-разработчику двигателя и др.

Логика предложенной структуры позволяет выделить характерные технические решения, используемые в отдельно взятом изделии, а также проследить тенденции по совокупности разработок, включая известные зарубежные аналоги.

Информация, заложенная в портрет конкретного жидкостного ракетного двигателя малой тяги, включает:

– название ЖРДМТ (страна-разработчик для зарубежных двигателей);

– принципиальную схему двигателя;

– общий вид изделия;

– технические характеристики, дополненные назначением двигателя.

Анализ информации позволяет связать используемые в конкретном ЖРДМТ схемные решения и технические характеристики, что является важным при проектировании новых конструкций двигателей.

Характерной особенностью разработанной базы знаний является также и то, что в ней собраны составляющие ЖРДМТ, например смесительные элементы камер сгорания. Эту информацию можно использовать в двух вариантах. Первый – заимствовать

известное техническое решение и интегрировать его в свою разработку, второй – использовать основную идею технического решения в собственной разработке.

В базе знаний представлена информация в виде схем, конструкций, патентов и данных по составным частям ЖРДМТ в следующей последовательности:

- информация по воспламенительным устройствам;
- элементам смесеобразования;
- смесительным головкам;
- элементам тепловой защиты;
- составляющим двигателей.

В части воспламенительных устройств даны некоторые конструкции на следующих физических принципах:

- электроискровые системы;
- плазменные системы;
- пьезоэлектрические системы;
- химические системы;
- газодинамические системы;
- лазерные системы;
- некоторые другие.

В группу смесительных элементов жидкостных ракетных двигателей малой тяги включены различные типы форсуночных элементов (жидкостные, газожидкостные, газовые). Поэтому выборки из базы можно формировать, основываясь на следующих признаках:

- по фазовому состоянию компонентов топлива;
- типу смесительных элементов (внешнего, внутреннего смешения, комбинированные);
- конструктивному признаку форсуночных элементов (с образованием струи, плёнки, газокапельного потока);
- видам энергии, используемой для распыливания;
- механизму распыливания компонентов топлива;
- вторичным эффектам дробления компонентов топлива;
- основному назначению форсуночных элементов.

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

Важнейшей составляющей этапа проектирования ЖРДМТ является выбор способов и средств обеспечения тепловой защиты двигателя. Как правило, используются возможности внутреннего охлаждения, а если один из компонентов находится в газобразном состоянии, то охлаждение конструкции осуществляется с помощью газовых завес (до- и сверхзвуковых).

Концептуально процесс создания нового ЖРДМТ может быть представлен в виде алгоритма, который показывает последовательность (технологию) формирования проектного облика ЖРДМТ в виде пяти этапов с обратной связью.

Первый этап – подготовка исходных данных на проектируемый двигатель.

Второй этап – оценка основных параметров на базе известных (классических) идеальных методов с использованием данных термодинамического, газодинамического расчёта и расчёта теплообмена с выходом на основные геометрические и интегральные параметры двигателя [1 – 8]. Определение проектного облика двигателя на основе идеальных моделей рабочего процесса.

Третий этап – выбор конструктивной схемы двигателя на основе реальных процессов, включая формирование с учётом базы знаний по схемам, воспламенительным устройствам, смесительным элементам, средствам обеспечения тепловой защиты двигателя. База знаний создана в электронном виде, имеет самостоятельное значение и в процессе выбора конструктивной схемы двигателя с ней должен быть отлажен обмен информацией не только в виде перебора элементов базы, но и в виде поиска конструктивного исполнения в соответствии с определённым набором требований к информации.

Выбор конструктивной схемы двигателя с учётом геометрии газодинамического тракта, определённой на предыдущем этапе, позволяет сформировать расчётную область для вычислительных процедур математической модели рабочего процесса ЖРДМТ высокого уровня, позволяющей учесть реальные процессы смесеобразования, горения, течения продуктов, сгорания и теплозащиты. На выходе из третьего этапа должны быть получены схема двигателя, основные геометрические параметры и характеристики ЖРДМТ.

На четвёртом этапе разрабатывается 3D-модель двигателя. В качестве компьютерной среды разработки используется один из графических пакетов, который позволяет на основе базовых технологий и примеров трёхмерного электронного моделирования сложных технических устройств, элементной базы конструктивных блоков, составных частей двигателя получить пространственную электронную модель. Её можно использовать как основу для выпуска конструкторской документации по разработке, так и в качестве составной части PLM-системы, например двигательной установки.

На пятом этапе технологии формирования проектного облика двигателя определяется его окончательная версия, проводятся поверочные расчёты, определяются выходные параметры и характеристики ЖРДМТ.

Отметим следующие особенности предложенной технологии создания проектного облика ракетного двигателя малой тяги:

- используются современные программные продукты, выполненные на базе современных достижений в соответствующих областях знаний;
- используется база знаний, включающая как известные конструктивные решения, так и собственный опыт разработчиков;
- применены приёмы, позволяющие, в случае необходимости, пересмотреть результаты, полученные на предыдущем этапе, реализуя итерационные процедуры.

В работе основное внимание уделяется созданию электронной 3D-модели ракетного двигателя малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе. Считается, что информация предыдущих этапов алгоритма либо известна, либо может быть получена с использованием профильных источников.

В качестве компьютерной среды разработки ЖРДМТ выбрана система UNIGRAPHICS [9], отвечающая требованиям компьютерной технологии проектирования и производства высокотехнологичных и наукоёмких изделий ракетно-космической техники.

Отметим некоторые достоинства пакета:

- модули инженерного анализа, базирующиеся на встроенных решателях, позволяют проводить оценку различных сценариев эффективности рабочего процесса разрабатываемых конструкций;
- открытый программный интерфейс даёт возможность разрабатывать собственное программное обеспечение, которое интегрируется в UNIGRAPHICS;
- объединение в единой системе процессов проектирования и базы знаний, накопленной в различных областях (технология КДА – проектирование с использованием базы знаний);

– создание моделей изделия на основе трёхмерного твёрдотельного моделирования, представляющих полный набор функций работы с твёрдым телом, поверхностной и каркасной системой.

Согласно предложенному алгоритму, прежде чем приступить к компьютерному проектированию ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) на топливе кислород – водород, необходимо задать исходные данные к разработке. Они должны соответствовать результатам расчёта по моделям [10], учитывающим реальные процессы в камере сгорания и сопле, параметрам выбранной конструктивной схемы двигателя с учётом обеспечения допустимого теплового состояния конструкции и предполагаемого к использованию конструкционного материала. Эти вопросы решаются на этапах 2 и 3 алгоритма создания ЖРДМТ.

Приняты следующие исходные данные:

компоненты топлива: горючее – водород, окислитель – кислород;

тяга двигателя $P = 25$ Н;

давление в камере сгорания $p_k = 1,0$ МПа;

давление компонентов топлива на входе в двигатель $P_{ex}^{Г,О} = 1,53$ МПа;

расход горючего $\dot{m}_Г = 1,4$ г/с;

расход окислителя $\dot{m}_О = 5,6$ г/с;

массовое соотношение компонентов $K_m = 4,0$;

приведённая длина камеры $L_* = 0,5$ м;

диаметр критического сечения $d_* = 5,0$ мм;

геометрическая степень расширения сопла $\bar{F}_c = 40$;

максимальная допустимая температура конструкционного материала $T_{cm}^{don} = 1400^\circ\text{C}$.

В качестве дополнительной характеристики двигателя примем:

– схема смесеобразования создана на базе взаимодействия закрученных коаксиальных потоков горючего и окислителя, выполненных в виде двух каскадов;

– воспламенение компонентов топлива организовано в разрядной полости свечи зажигания (форкамерное воспламенение), в которую радиально (хордально) подаются «Г» и «О» в соотношении $K_m \sim 8,0$;

– охлаждение камеры двигателя обеспечивается с помощью пояса завесы горючего от смесительной головки двигателя.

После получения всей исходной информации о двигателе можно приступить к процессу разработки трёхмерной электронной модели РДМТ. Модель создаётся в среде графического пакета UNIGRAPHICS. Моделирование следует начинать с разработки электронных моделей основных составных частей РДМТ с последующей их виртуальной сборкой на заключительном этапе.

Изобразим плоскость эскизирования внешнего и внутреннего контуров смесительной головки двигателя как наиболее ответственного элемента (рис. 1). Внутренний контур головки – часть газодинамического тракта изделия, а наружный контур формируется с учётом длины каналов подачи компонентов топлива в смесительную головку. Задав размеры внутреннего и внешнего контуров головки, операцией «вращение» поворачиваем эскиз вокруг центральной оси, получая тело вращения – заготовку твёрдотельной модели смесительной головки двигателя. Разрез заготовки показан на рис. 2.

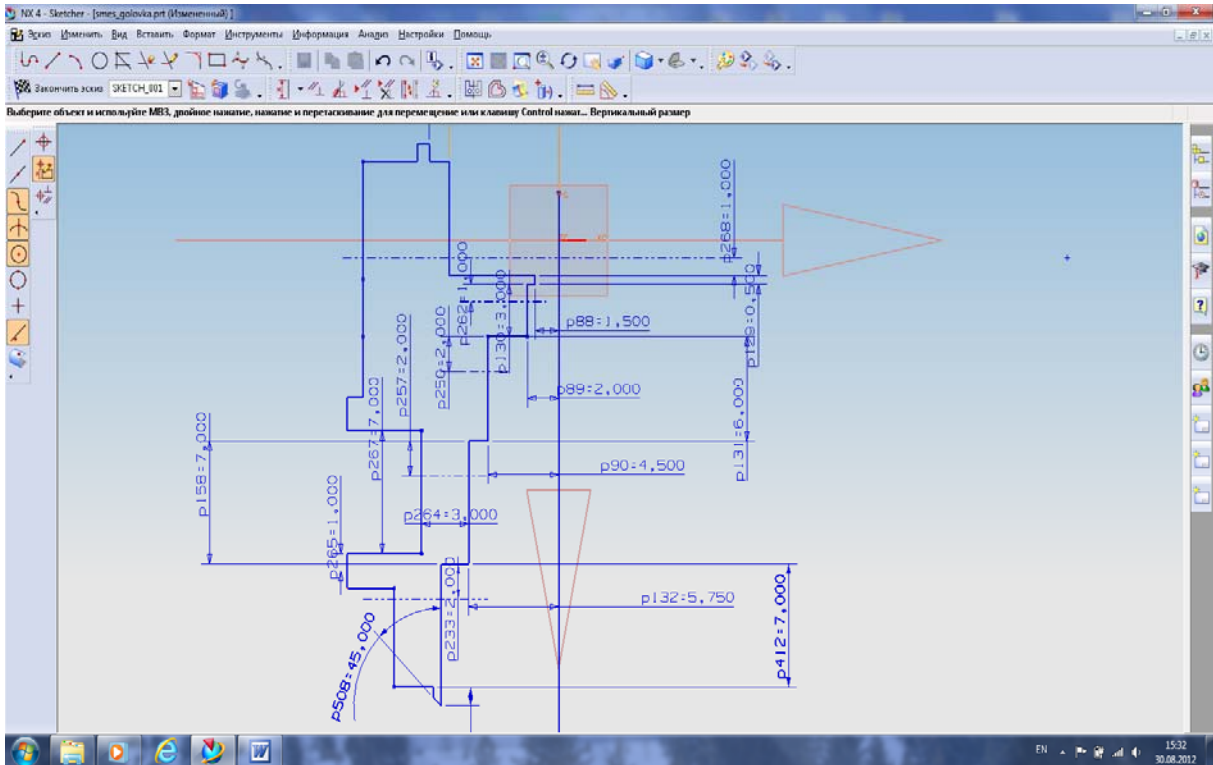


Рис. 1. Плоскость эскизирования контуров смесительной головки двигателя

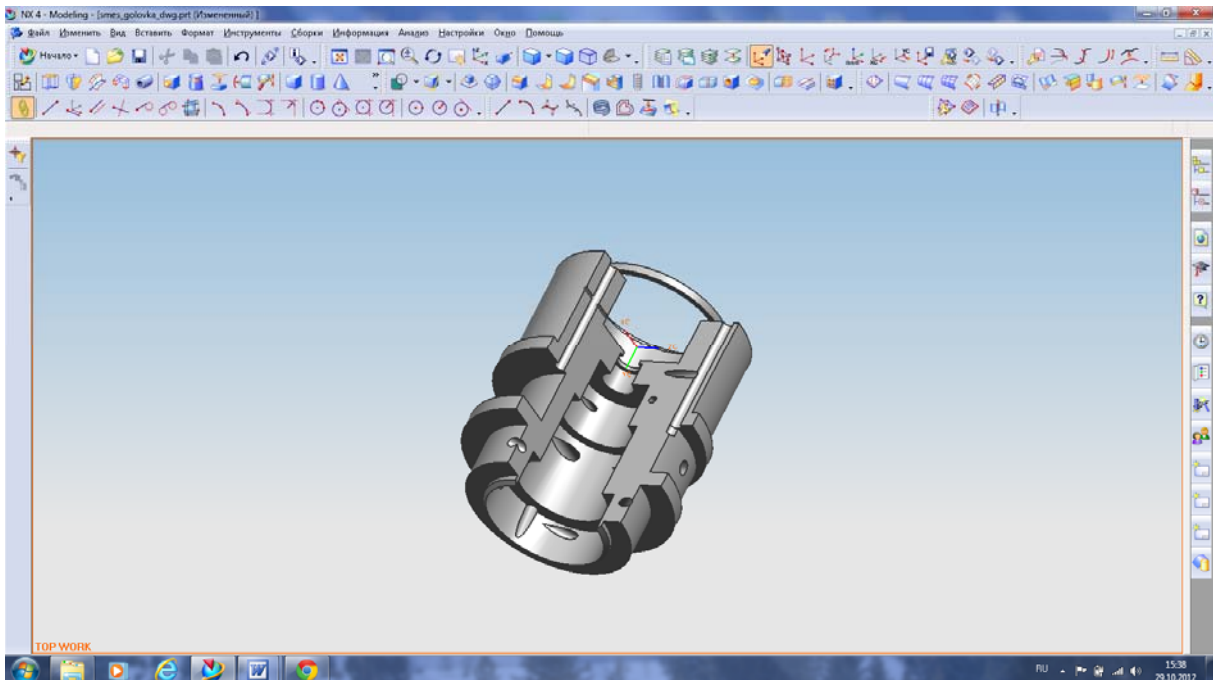


Рис. 2. Разрез смесительной головки двигателя

Обозначается разрядная полость свечи зажигания (верхняя полость заготовки), которая через отверстие малого диаметра соединена с двумя цилиндрическими каналами, в которые будут поданы газообразные кислород и водород по одному компоненту в соответствующий канал.

Первый канал формирует ядро потока продуктов сгорания в изделии, а второй – периферийную область течения, включая пристенные слои камеры двигателя, ответ-

ственные за обеспечение допустимого теплового состояния всей конструкции двигателя при его работе в непрерывном режиме. Заготовка смесительной головки изделия в верхнем торце предполагает закрепление свечи зажигания, рабочая плоскость которой замыкает образование разрядной полости свечи зажигания и формирует электрический разряд для организации процесса воспламенения компонентов топлива.

Для создания отверстий и каналов в смесительной головке образуем новый эскиз и с помощью операции «вычитание», используя операцию «круговой массив», задав угол, диаметры и количество отверстий, получаем твёрдотельную модель смесительной головки двигателя в окончательном виде. Отметим, что в зависимости от расположения плоскости, на которой изображён эскиз, возможно получить различное исполнение отверстий: тангенциальное, радиальное и под различными заданными углами каналы в заготовке твёрдотельной модели детали. Твёрдотельная модель смесительной головки проектируемого ракетного двигателя позволяет при необходимости получить на экране монитора интересующие виды и сечения будущей конструкции. Кроме контрольных функций, которые преследует разработчик электронной модели (проверка числа, взаимного расположения в пространстве, размера, координат и других) на этой стадии возможна визуализация стыковых элементов с другими деталями и узлами. Основным достоинством сформированной виртуальной пространственной твёрдотельной модели (в данном случае смесительной головки двигателя) является возможность начинать подготовку её производства после передачи модели другим участникам процесса создания двигателя. Последующие возможные изменения будут не принципиальными и модель может использоваться при её производстве на станках с числовым программным управлением.

Аналогичным образом моделируется камера сгорания и сопло ракетного двигателя, которые составляют единый блок (рис. 3). Поскольку камера и сопло изготовлены из неметаллического материала, то в этом элементе применён стыковочный узел, состоящий из промежуточного материала, хорошо сопрягаемого с неметаллом, переходного кольца и профиля из нержавеющей стали для удобства сварки со смесительной головкой, также выполняемой из нержавеющей стали.

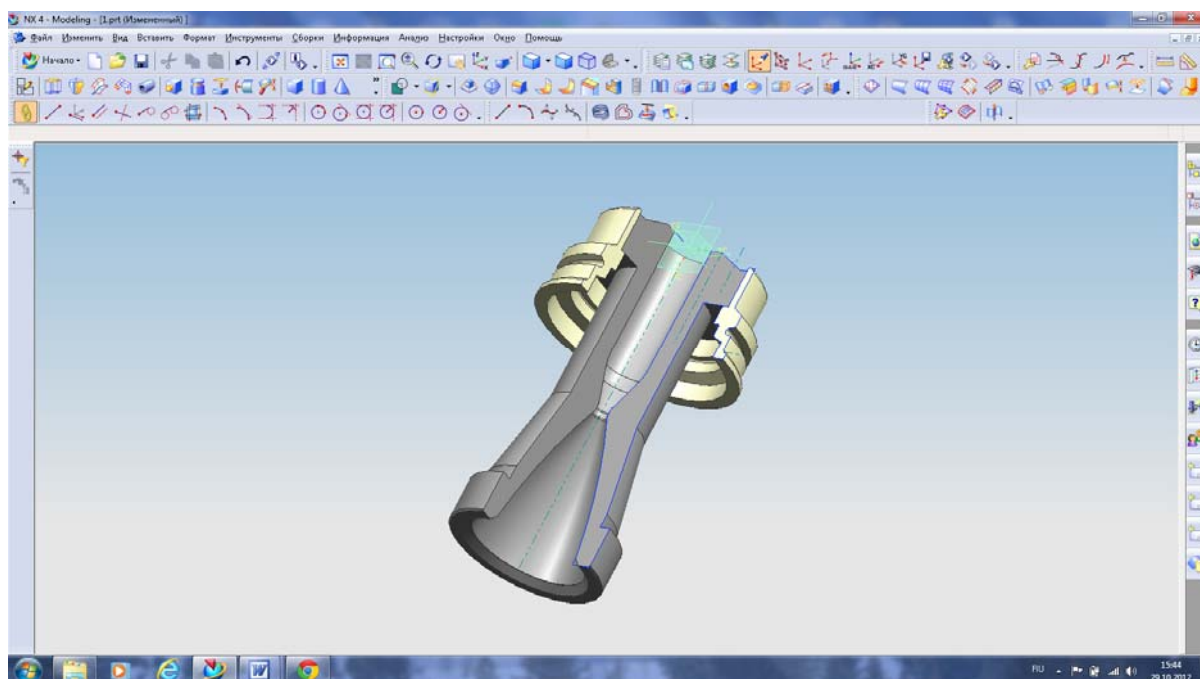


Рис. 3. Разрез камеры сгорания и сопла двигателя, выполненный с использованием твёрдотельной модели

При создании проектного блока разрабатываемого ракетного двигателя часть составляющих взята из базы знаний (элементы ЖРДМТ).

После создания электронных моделей основных деталей двигателя можно переходить к виртуальной сборке РДМТ. Элементы собираются путём сопряжения соответствующих граней и осей. После сопряжения и присоединения всех составных частей и элементов ракетного двигателя получаем полную твёрдотельную электронную модель изделия, которую можно рассмотреть со всех, представляющих интерес ракурсов, включая продольные разрезы (рис. 4), и использовать эту модель для дальнейшей работы.

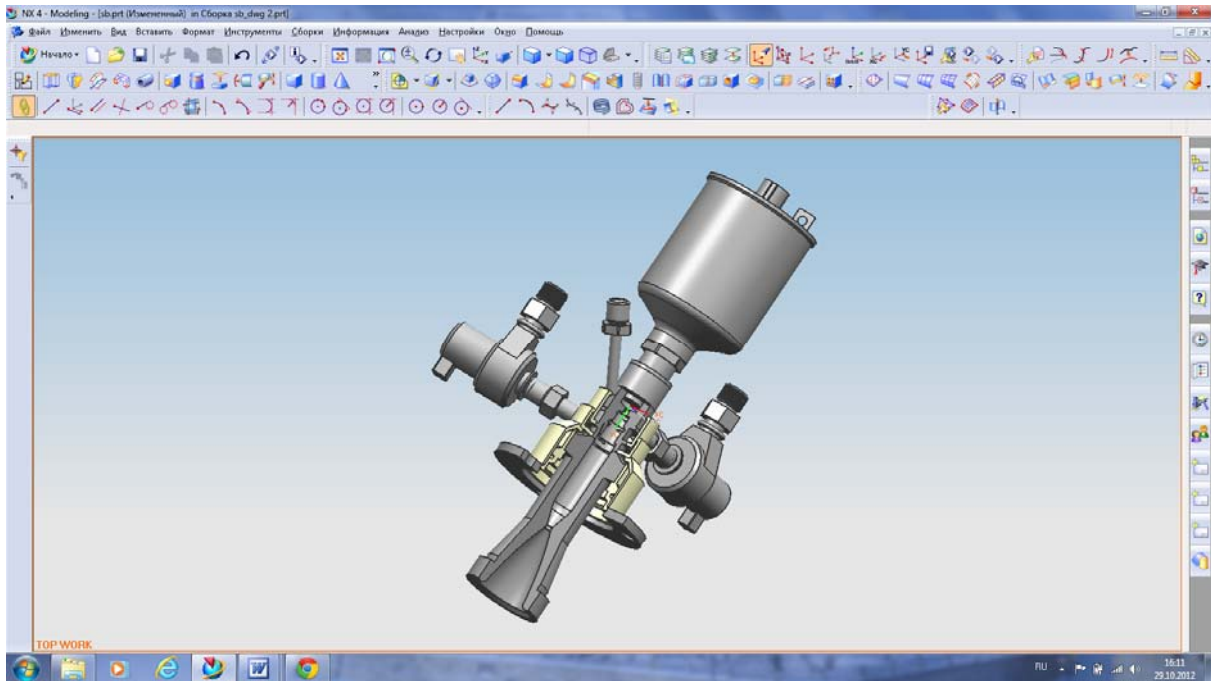


Рис. 4. Разрез двигателя с использованием твёрдотельной модели

После создания твёрдотельных моделей составных частей ракетного двигателя и последующей виртуальной сборки всех компонентов следует перейти в модуль «черчение» и создать конструкторскую документацию как на сборку (сборочный чертёж), так и на каждую деталь отдельно для их последующего изготовления.

В среде UNIGRAPHICS создаются параметрические модели с последующим их использованием, если потребуется, на этапах совершенствования и модернизации.

На рис. 5 представлен сборочный чертёж разрабатываемого ракетного двигателя на кислородно-водородном топливе.

Очевидно, что с помощью пространственной электронной модели ракетного двигателя в конструкторской документации достаточно просто решаются технические вопросы, а вопросы технологические необходимо включать в конструкторскую документацию дополнительно в соответствии с принятыми в организации-производителе данной продукции нормативными актами.

Отметим, что комплект конструкторской документации (КД), выпущенной с помощью компьютера, отвечает (может быть доведён до состояния) всем требованиям, предъявляемым к КД, действующим в соответствующих отраслях.

Таким образом, в соответствии с предложенной последовательностью представляется возможным организовать проектирование ЖРДМТ (РДМТ) с использованием современных компьютерных технологий, программных продуктов и базы знаний.

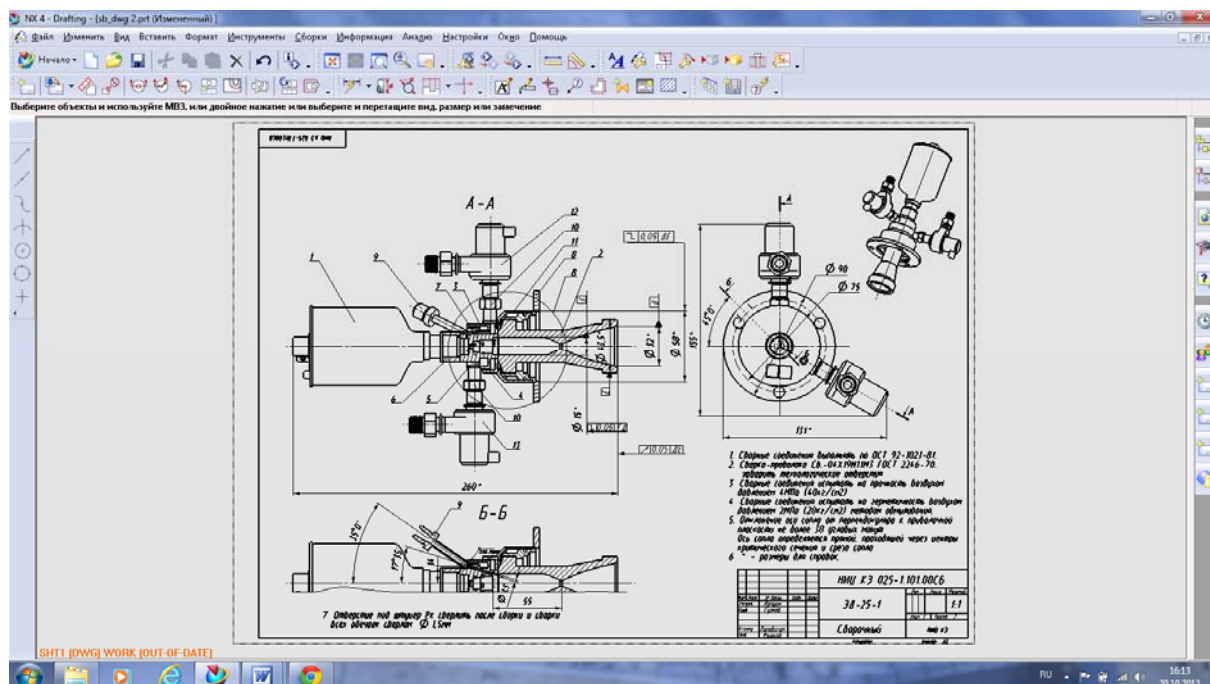


Рис. 5. Сборочный чертёж двигателя, выполненный с помощью твёрдотельной модели

Библиографический список

1. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей: учебник для студентов вузов. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.
2. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учеб. для вузов. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. 488 с.
3. Егорычев В.С., Кондрусев В.С. Термодинамический расчёт и проектирование камер ЖРД: учебное пособие. Самара: СГАУ, 2009. 108 с.
4. Мелькумов Т.М., Мелик-Пашаев Н.И., Чистяков П.Г., Шиуков А.Г. Ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1976. 399 с.
5. Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А., Курпатенков В.Д., Обельницкий А.М., Поляев В.М., Полуян Б.Я. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей. М.: Высшая школа, 1983. 703 с.
6. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей / под ред. Г.Г. Гахуна. М.: Машиностроение, 1989. 424 с.
7. Основы теплопередачи в авиационной и ракетной технике / под ред. В.К. Кошкина. М.: Машиностроение, 1975. 624 с.
8. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник в 10 т. Т. II. Топлива на основе кислорода / под ред. акад. В.П. Глушко. М.: ВИНТИ АН СССР, 1972. 489 с.
9. Краснов М.В., Чигишев Ю.В. Unigraphics для профессионалов. М.: Лори, 2004. 319 с.
10. ANSYS CFX-Solver Modeling Guide. ANSYS CFX Release 11.0. Canousburg: ANSYS, Inc., 2006. 312 p.

COMPUTER-AIDED DESIGN OF LOW-THRUST ROCKET ENGINES USING THE DOMAIN-SPECIFIC KNOWLEDGE DATABASE AND CAE / CAD SYSTEMS

© 2019

- V. V. Ryzhkov** Candidate of Science (Engineering), Head of the Research and Education Center for Space Power Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ke_src@ssau.ru
- I. I. Morozov** Junior Researcher of the Research and Education Center for Space Power Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ke_src@ssau.ru
- E. A. Lapshin** Engineer of the Research and Education Center for Space Power Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ke_src@ssau.ru

The paper presents approaches to computer-aided design of low-thrust thrust rocket engines using an extensive knowledge base that allows making basic technical decisions that determine the conceptual design of the engine, based on the developed algorithm of this process. The procedure of creating an electronic 3D-model of a low-thrust rocket engine fueled by gaseous oxygen-hydrogen in the environment of the graphical complex UNIGRAPHICS is described. 3D electronic models of the main elements of a rocket engine with a thrust of $P = 25$ N were obtained, with subsequent virtual assembly of all components, including the components comprised in the knowledge base, providing the development, among other things, of design documentation, creation of a production environment based on an electronic engine model, preparation for the product manufacturing and the manufacturing proper.

Low-thrust rocket engines; computer-aided design; knowledge base; design algorithm; 3D electronic models; graphic package environment; design documentation.

Citation: Ryzhkov V.V., Morozov I.I., Lapshin E.A. Computer-aided design of low-thrust rocket engines using the domain-specific knowledge database and CAE / CAD systems. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 4. P. 106-116. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-106-116

References

1. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigateley: uchebnik dlya studentov vtuzov* [Theory of rocket engines: textbook for students]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 464 p.
2. Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya: ucheb. dlya vuzov* [Liquid-propellant rocket engines. Fundamentals of design]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2005. 488 p.
3. Egorychev V.S., Kondrusev V.S. *Termodinamicheskiy raschet i proektirovanie kamer ZhRD: uchebnoe posobie* [Thermodynamic calculation and design of liquid-propellant engine chambers: training manual]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2009. 108 p.
4. Mel'kumov T.M., Melik-Pashaev N.I., Chistyakov P.G., Shiukov A.G. *Raketnye dvigateli* [Rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1976. 399 p.
5. Vasil'ev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obel'nitskiy A.M., Polyayev V.M., Poluyan B.Ya. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Fundamentals of theory and calculation of liquid rocket engines]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1983. 703 p.
6. *Konstruktsiya i proektirovaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley / pod red. G.G. Gakhuna* [Construction and design of liquid-propellant rocket engines / ed. by G.G. Gakhun]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 424 p.

7. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketnoy tekhnike / pod red. V.K. Koshkina* [Fundamentals of heat transfer in aircraft and rocket technology / ed. by V.K. Koshkin]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 624 p.

8. *Termodinamicheskie i teplofizicheskie svoystva produktov sgoraniya. Spravochnik v 10 t. T. II. Topliva na osnove kisloroda / pod red. akad. V.P. Glushko* [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products]. Moscow: VINITI AN SSSR Publ., 1972. 489 p.

9. Krasnov M.V., Chigishev Yu.V. *Unigraphics dlya professionalov* [Unigraphics for professionals]. Moscow: Lori Publ., 2004. 319 p.

10. ANSYS CFX-Solver Modeling Guide. ANSYS CFX Release 11.0. Canousburg: ANSYS, Inc., 2006. 312 p.