

УДК 621.454.2

Математическая модель габаритно-массовых характеристик жидкостных ракетных двигателей малой тяги

Загорнян С.С.*, Козлов А.А., Воробьев А.Г.*****

Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail:Kinder-Svetiks@yandex.ru*

***e-mail:Kozlov202@yandex.ru*

****e-mail:formula1_av@mail.ru*

Аннотация

Статья посвящена обоснованию необходимости учета габаритно-массовых характеристик жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) на этапе проектирования РСУ, а также разработке математической модели габаритно-массовых характеристик ЖРДМТ, работающих на компонентах топлива АТ-НДМГ с тягой 200-1500 Н и рабочим давлением 1-4 МПа. Проводится сравнение результатов расчетной модели с данными по реальным двигателям, разработанных на кафедре 202 МАИ "Ракетные двигатели" лабораторией "Жидкостные ракетные двигатели малой тяги", отражена удовлетворительная сходимость результатов сравнения. Планируется корректировка модели и дальнейшее применение ее для различного рода топлива с более широким диапазоном тяг и давлений.

Ключевые слова: ЖРДМТ, математическая модель, габаритно-массовые характеристики, повышенное давление в камере сгорания

Введение

Жидкостные ракетные двигательные установки (ЖРДУ) являются сложным техническим комплексом, объединяющим в своем составе двигатель, пневмогидравлические системы (ПГС) и системы управления (СУ) [1].

Задачами ПГС являются: обеспечение хранения и подачи топлива к газогенераторам и камерам двигателей, подача рабочих тел для наддува баков и питания агрегатов автоматики. СУ обеспечивают функционирование ЖРДУ, объекта управления, а также выполнение полетных задач летательными аппаратами (ЛА), выполняя при этом роль исполнительного органа системы управления ЛА.

Двигательная установка систем управления движением ЛА относительно его центра масс на активном участке полета ЛА обеспечивается с помощью рулевых ЖРД, а на пассивном участке - с помощью ДУ ориентации ЛА, в состав которой входят жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ).

ЖРДМТ являются исполнительными органами реактивной системы управления (РСУ) ЛА, обеспечивающей выполнение таких операций управления в режиме пассивного полета, как ориентация и стабилизация аппарата в пространстве, коррекция его траектории, сближение и стыковка с другим космическим объектом, торможение, спуск и посадка и др. [2].

Постановка задачи

Современные ЖРДМТ обладают сравнительно малой величиной требуемых тяг 0,01 - 1600 Н, что объясняется малым уровнем возмущений, действующих на ЛА

в свободном полете, работают при давлениях в камере $(1-1.5) \cdot 10^6$ Па и преимущественно в импульсном режиме с огромным числом коротких включений ($10^5 - 10^6$), не исключая работы в непрерывном режиме. Питание ЖРДМТ осуществляется преимущественно от вытеснительной системы подачи (ВСП) топлива, применяемым для основного КЛА.

На космическом летательном аппарате ЖРДМТ закреплены жестко и компонованы так, чтобы обеспечивалось движение относительно центра масс ЛА по каждой из его осей. Количество ЖРДМТ на ЛА зависит от типа пространственной компоновки. Для управления КЛА по трем осям парой сил необходимо 12 двигателей, однако реально на КЛА может быть от 8 до 40 двигателей разной размерности в зависимости от назначения и характера выполнения полетных задач.

Для оценки совершенства конструкции ЖРДУ используются энерго-массовые характеристики, которые имеют важное значение при выборе оптимальных параметров ЛА, двигательных установок и их отдельных агрегатов.

Одним из путей улучшения энерго-массовых характеристик ЖРДМТ и развития РСУ является повышение давления в камере сгорания. При повышении давления существенно снижаются габариты и масса двигателя, что особенно важно при наличии в РСУ большого количества двигателей, появляется возможность увеличения степени расширения сопла, что повышает удельный импульс двигателя.

С увеличением давления возникает и ряд трудностей, связанных с организацией процесса распределения, смешения и горения топлива, защитой стенок камеры сгорания от высокотемпературного химически активного газа, которые необходимо решить с целью сокращения потерь удельного импульса.

Решение данных задач усложняется ввиду конструктивных особенностей двигателя (уменьшение размеров камеры и числа смесительных элементов), в связи с большими трудностями организации наружного (регенеративного) охлаждения, обусловленными импульсным режимом работы и малыми расходами топлива, наличием мощных суммарных конвективных и лучистых тепловых потоков в стенку камеры, а также в виду ограничения давления подачи ВСП.

Описание математической модели

Данная работа посвящена разработке математической модели в среде Mathcad и оценке габаритно-массовых характеристик ЖРДМТ на этапе проектирования ДУ и ЛА. В работе рассматриваются ЖРДМТ, работающие на высокотоксичных самовоспламеняющихся компонентах топлива АТ-НДМГ с тягами двигателя в диапазоне 200-1500 Н и рабочими давлениями в камере сгорания в диапазоне 1-4 МПа.

Оценка габаритно-массовых характеристик ЛА, ЖРДУ и ЖРДМТ проводится по приведенным ниже зависимостям.

Стартовая масса ЛА обычно определяется по формуле [1]:

$$m_o = m_{n.n} + m_{КЛА} + m_{ЖРДУ} + m_m, \quad (1)$$

где $m_{n.n}$ - масса полезной нагрузки, доставляемой ЛА в расчетную точку пространства с заданными параметрами; $m_{КЛА}$ - масса КЛА без ЖРДУ; $m_{ЖРДУ}$ - масса ЖРДУ; m_m - масса топлива, заправленного в баковые отсеки ЛА.

Масса составляющих элементов ЛА может быть определена по следующим зависимостям:

- масса ЖРДУ [3]:

$$m_{\text{ЖРДУ}} = m_{\text{д}} + m_{\text{б.о}} + m_{\text{с.н}} + m_{\text{PCY}} + m_{\text{обт}}, \quad (2)$$

где $m_{\text{д}}$ - масса двигателя; $m_{\text{б.о}}$ - масса топливного бакового отсека; $m_{\text{с.н}}$ - системы наддува баковых отсеков; $m_{\text{обт}}$ - масса обтекателя; m_{PCY} - масса реактивной системы управления;

- масса реактивной системы управления [3]:

$$m_{\text{PCY}} = m_{\text{н}} + m_{\text{т}} + m_{\text{к.дв}}, \quad (3)$$

где $m_{\text{н}}$ - масса подсистемы наддува в заправленном виде; $m_{\text{т}}$ - масса подсистемы топливоподачи в заправленном состоянии; $m_{\text{к.дв}}$ - масса подсистемы коллектора с двигателями;

- масса подсистемы коллектора с двигателями:

$$m_{\text{к.дв}} = m_{\text{кол}} + m_{\text{т}} + \sum m_{\text{дв. PCY}}, \quad (4)$$

где $m_{\text{кол}}$ - масса коллектора; $m_{\text{т}}$ - масса топлива; $\sum m_{\text{дв. PCY}}$ - масса всех ЖРДМТ;

- масса двигателя РСУ (ЖРДМТ):

$$m_{\text{дв. PCY}} = m_{\text{кам}} + m_{\text{см.г}} + \sum m_{\text{прис.эл}}, \quad (5)$$

где $m_{\text{кам}}$ - масса камеры; $m_{\text{см.г}}$ - масса смесительной головки; $m_{\text{прис.эл}}$ - масса присоединенных элементов (штуцера, фланцы, клапана и др.);

- масса камеры:

$$m_{кам} = m_{ц} + m_{дозв} + m_{сверхзв} \quad (6)$$

где $m_{ц}$ - масса цилиндрической части; $m_{дозв}$ - масса дозвуковой (сужающейся) части сопла; $m_{сверхзв}$ - масса сверхзвуковой (расширяющейся) части сопла.

Исходные данные математической модели габаритно-массовых характеристик приведены в таблице 1.

Исходные данные математической модели расчета габаритно-массовых характеристик

Таблица №1

№	Название параметра	Величина
1	Тяга двигателя P , Н	200-1500
2	Компоненты топлива	Окислитель: АТ Горючее: НДМГ
3	Массовое соотношение компонентов топлива k_m (коэффициент избытка окислителя) (α)	1,85 (0,604)
4	Давление в камере сгорания p_k , МПа	1-4
4	Степень расширения газа в сопле ε	1000
5	Материал камеры	Нержавеющая сталь ХН60ВТ
6	Плотность материала ρ , кг/м ³	8880
7	Предел прочности σ_b материала для температуры стенки $T=1000$ К	130 МПа
8	Запас прочности f (выбран из технологических соображений)	7
9	Тип охлаждения	Радиационный

Разработанная математическая модель включает следующие разделы:

1. Расчет стехиометрического соотношения компонентов топлива.
2. Расчет термодинамических параметров продуктов сгорания (ПС)

топлива с использованием программы "Astra" для начальных данных из таблицы 1.

Результаты расчета приведены в таблице 2.

Рост температуры ПС в камере говорит о увеличении тепловых потоков в стенку камеры. Сохранение удельного импульса постоянным объясняется наличием ограничения по степени расширения $\epsilon=1000$.

Результаты расчета термодинамических параметров ПС

Таблица №2

	1 МПа	2 МПа	3 МПа	4 МПа
Температура ПС в камере T , К	3010,2	3052,4	3074,5	3089,1
Коэффициент изэнтропы расширения k	1,23	1,23	1,23	1,23
Газовая постоянная ПС в камере R , кДж/кгК	406,1	404,6	403,8	403,3
Удельный импульс в пустоте $I_{y,n}$, м/с	3234,3	3235,3	3235,8	3236,2

3. Расчет газодинамического профиля камеры сгорания и сопла по методике [4]. Приняты следующие допущения:

- коэффициенты потерь удельного импульса в камере и сопле: 0,93; 0,97;
- относительная расходонапряженность: 0,00047 с⁻¹;
- приведенная длина камеры сгорания: 1,2 м.

Снижение габаритов двигателя при увеличении давления в камере сгорания подтверждено результатами расчета и отражено на рисунках 1-5. Суммарный секундный массовый расход при изменении давления остается неизменным, как и удельный импульс, и в зависимости от тяги возрастает от 0,069 до 0,514 кг/с.

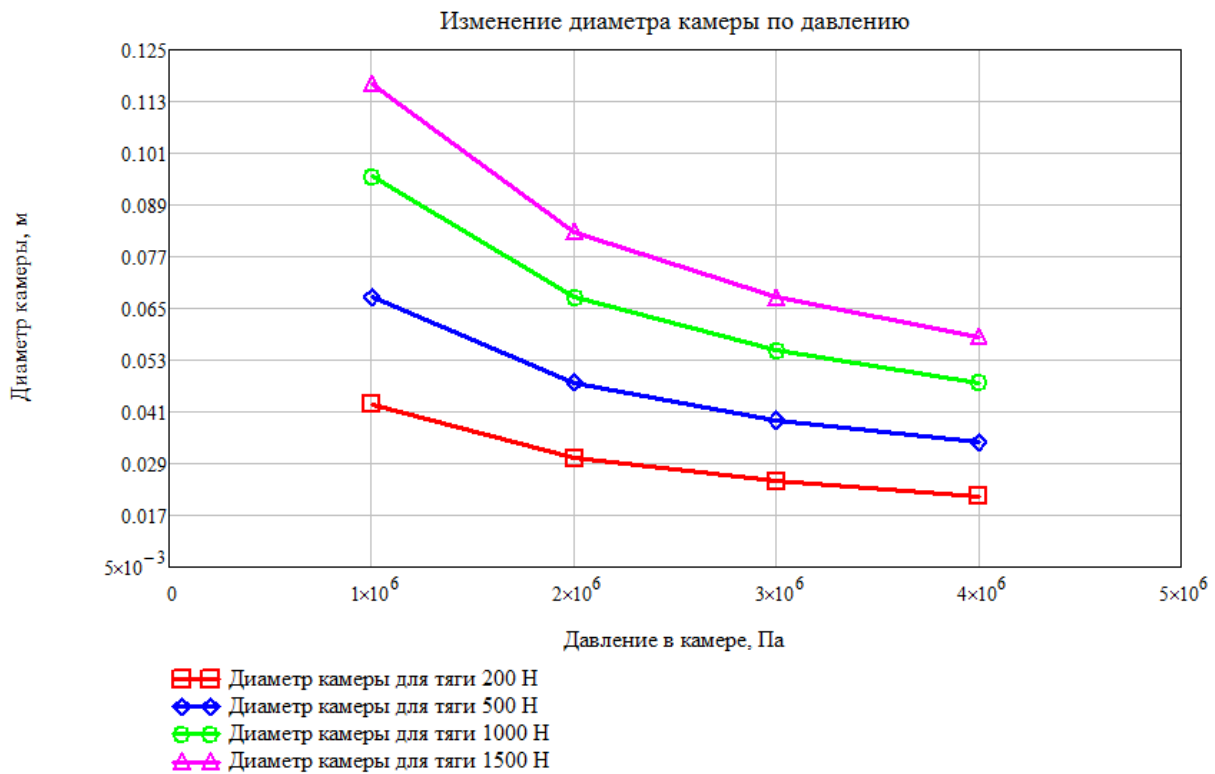


Рис. 1. Изменение диаметра камеры по давлению при различных значениях тяги двигателя

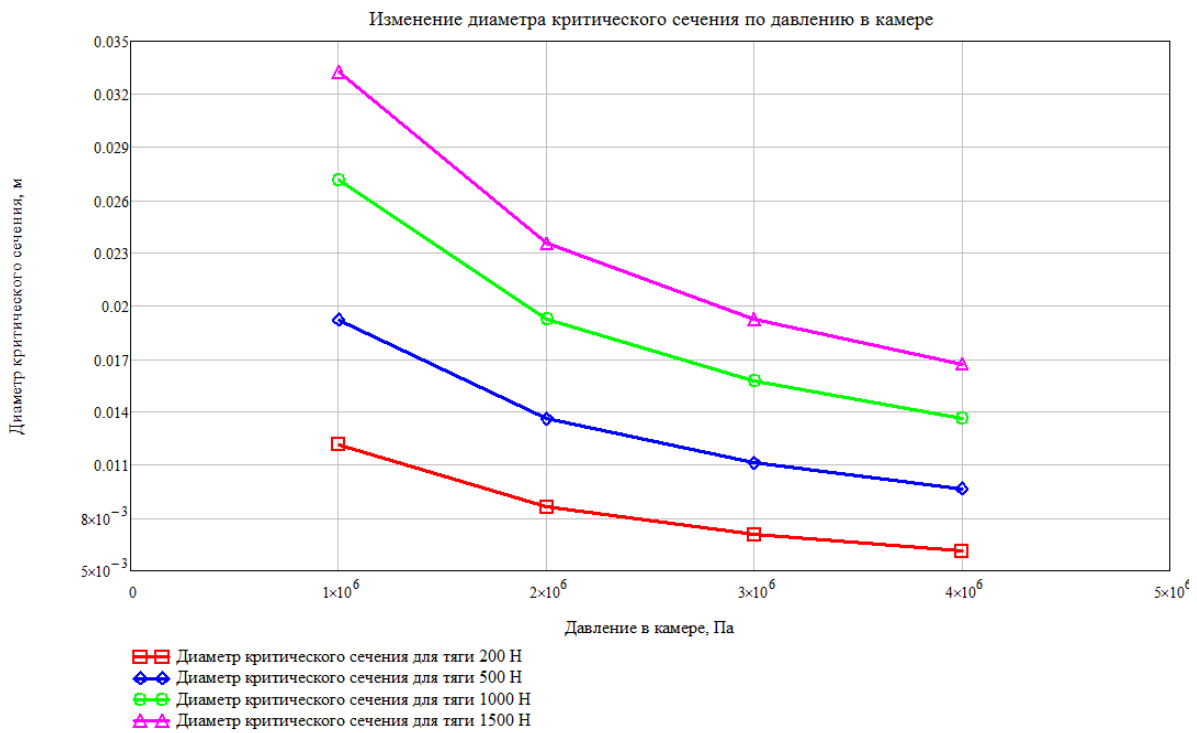


Рис. 2 Изменение диаметра критического сечения сопла по давлению при различных значениях тяги двигателя

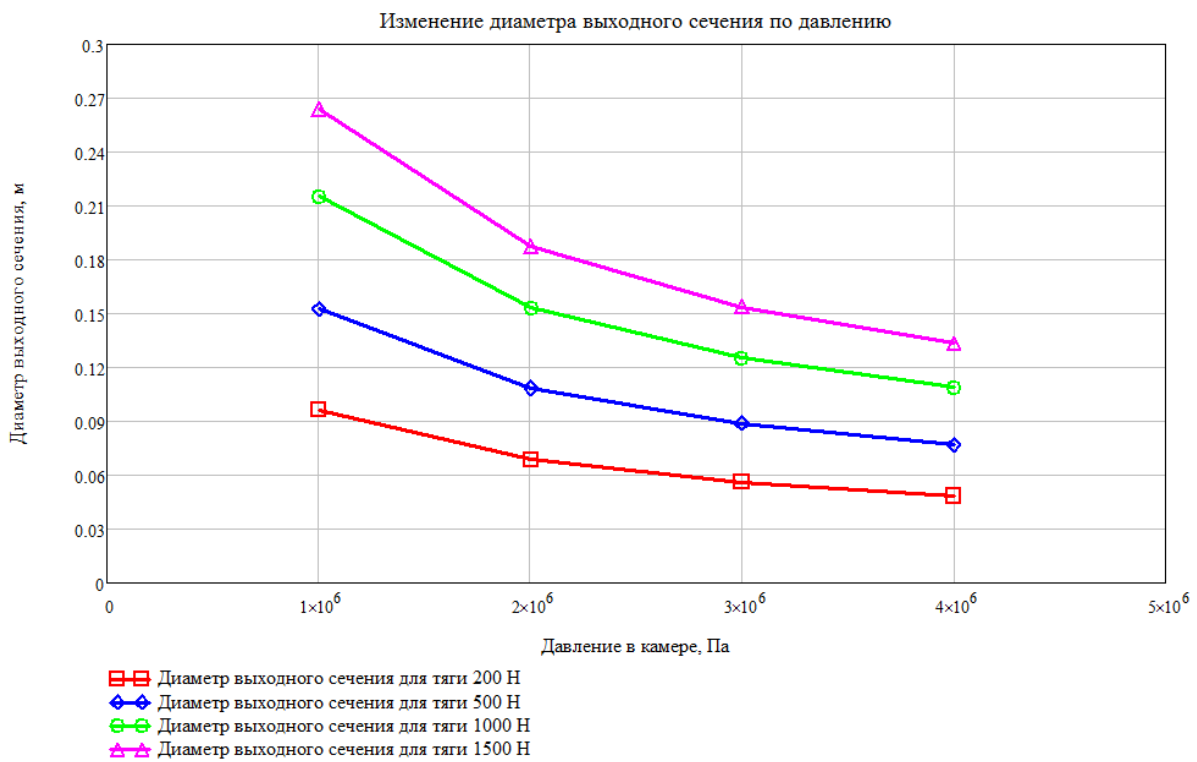


Рис. 3 Изменение диаметра выходного сечения сопла по давлению при различных значениях тяги двигателя

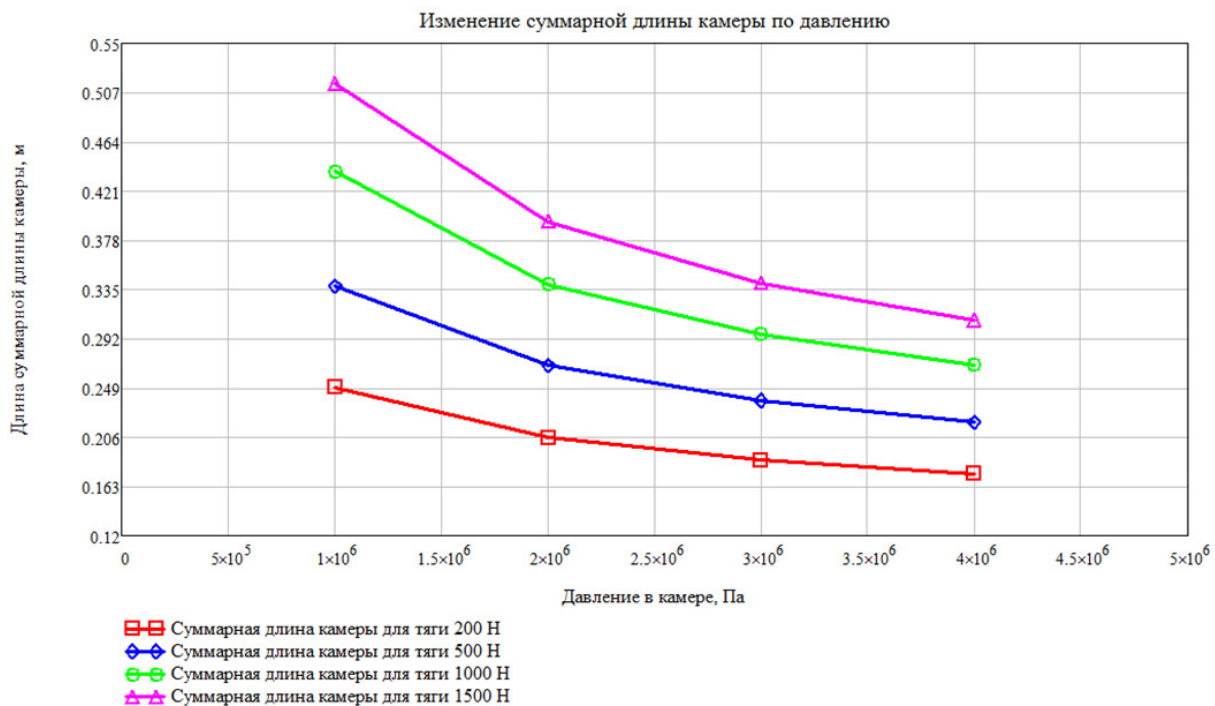


Рис. 4 Изменение суммарной длины камеры по давлению при различных значениях тяги двигателя

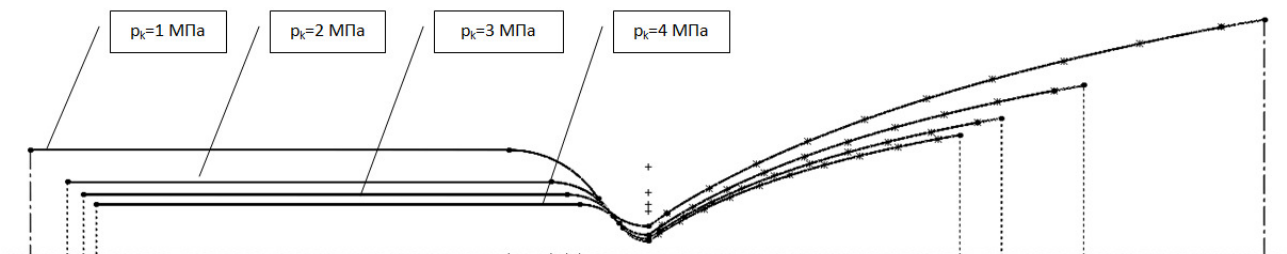


Рис. 5 Газодинамический профиль камер с давлениями 1-4 МПа

4. Создание 3D моделей и расчет массовых характеристик ЖРДМТ для тяги 200 Н и 4 давлений (1, 2, 3, 4 МПа) с использованием САПР SolidWorks (SW) в вариациях с конической и профилированной сверхзвуковой частью сопла с целью упрощения расчетов массовых характеристик в среде Mathcad путем введения коэффициентов перехода от конического к профилированному соплу.

Материала камер и его параметры задаются.

Толщина стенки камеры рассчитывается по зависимости:

$$\delta_k = \frac{p_k D_k f}{2\sigma_b} \quad (7)$$

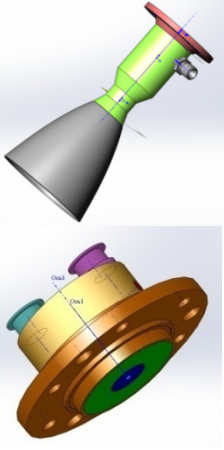
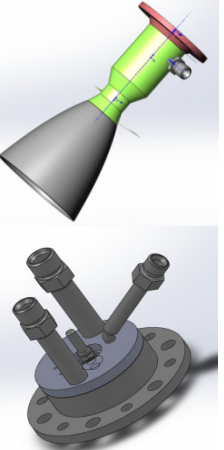
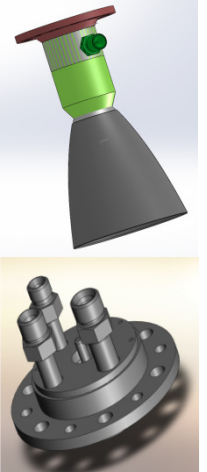
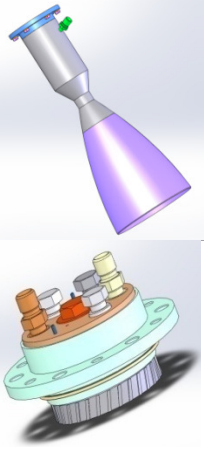
где p_k - давление в камере; D_k - диаметр камеры; f - запас прочности; σ_b - предел прочности, соответствующий заданному значению температуры стенки в пределах ее работоспособности.

Толщина стенки в сопле принимается равной $\delta_c=1$ мм из технологических соображений. Толщина стенки в критическом сечении считается переходной величиной и не рассчитывается.

5. Расчет в среде Mathcad массовых характеристик ЖРДМТ тягой в диапазоне 200-1500 Н и давлением в диапазоне 1-4 МПа путем разделения его на составные части: камеру (цилиндрическая часть, дозвуковая и сверхзвуковая части сопла) и смесительную головку. Массы составных частей определяются исходя из их геометрической формы. При этом для упрощения поиска массы сверхзвуковой части сопла сначала проводится поиск конической вариации, а затем с использованием коэффициента перехода, полученного в пункте 5, проводится поиск профилированной. Масса смесительной головки определяется исходя из ее геометрии и статистики по объему полостей в смесительных головках. Для этого используются статистические данные по разработанным на кафедре 202 МАИ «Ракетные двигатели» в лаборатории «Жидкостные ракетные двигатели малой тяги» ЖРДМТ и приведенным в таблице № 3.

Характеристики ЖРДМТ, разработанных на кафедре 202 МАИ «Ракетные двигатели» в лаборатории «Жидкостные ракетные двигатели малой тяги»

Таблица № 3

Наименование двигателя и вид топлива	МАИ-DMT-200. АТ-НДМГ	МАИ-DMT-200. Кислород-Керосин	МАИ-DMT-200. Кислород-Метан	МАИ-DMT-500. Пероксид водорода - Керосин
3D модели				
Тяга, [Н]	200	200	200	500
Давление в камере сгорания, [МПа]	1	1	1	1
Суммарная длина без смесительной головки [м]	0,206	0,206	0,249	0,405
Масса камеры, [кг]: - цилиндрической части;	0,190	0,190	0,220	0,59
- дозвуковой части сопла;	0,170	0,172	0,104	0,419
- сверхзвуковой части сопла;	0,340	0,340	0,742	1,257
- всей камеры без присоединенных элементов	0,703	0,703	1,031	2,268
Масса смесительной головки без присоединенных элементов, [кг]	0,562	0,371	0,449	1,194
Масса сборки без присоединенных элементов, [кг]	1,265	1,074	1,480	3,462
Масса сборки с присоединенными	1,745	1,775	2,103	4,397

Наименование двигателя и вид топлива	МАИ-DMT-200. АТ-НДМГ	МАИ-DMT-200. Кислород-Керосин	МАИ-DMT-200. Кислород-Метан	МАИ-DMT-500. Пероксид водорода - Керосин
элементами (штуцера, фланцы) , [кг]				

6. Верификация модели путем сравнения полученных в ходе расчета в среде Mathcad массовых характеристик с массовыми характеристиками:

- ЖРДМТ 200 Н с давлением 1-4 МПа, полученными с применением САПР SolidWorks (пункт 5);

- 3D моделей реальных ЖРДМТ, разработанных на кафедре 202 МАИ, с использованием САПР SolidWorks (таблица 3);

- реальных ЖРДМТ, разработанных на кафедре 202 МАИ, путем взвешивания.

Результат верификации математической модели представлен на рисунке 6 и отражает хорошую сходимость результатов расчета в среде Mathcad и SolidWorks и удовлетворительную сходимость результатов расчета в среде Mathcad с массами реальных ЖРДМТ, разработанных кафедрой 202 МАИ, с погрешностью, вызванной отличающимися размерами камер реальных двигателей от двигателей расчетной модели в связи с технологическими особенностями изготовления (реальные двигатели, как правило, изготавливаются более утяжеленными).

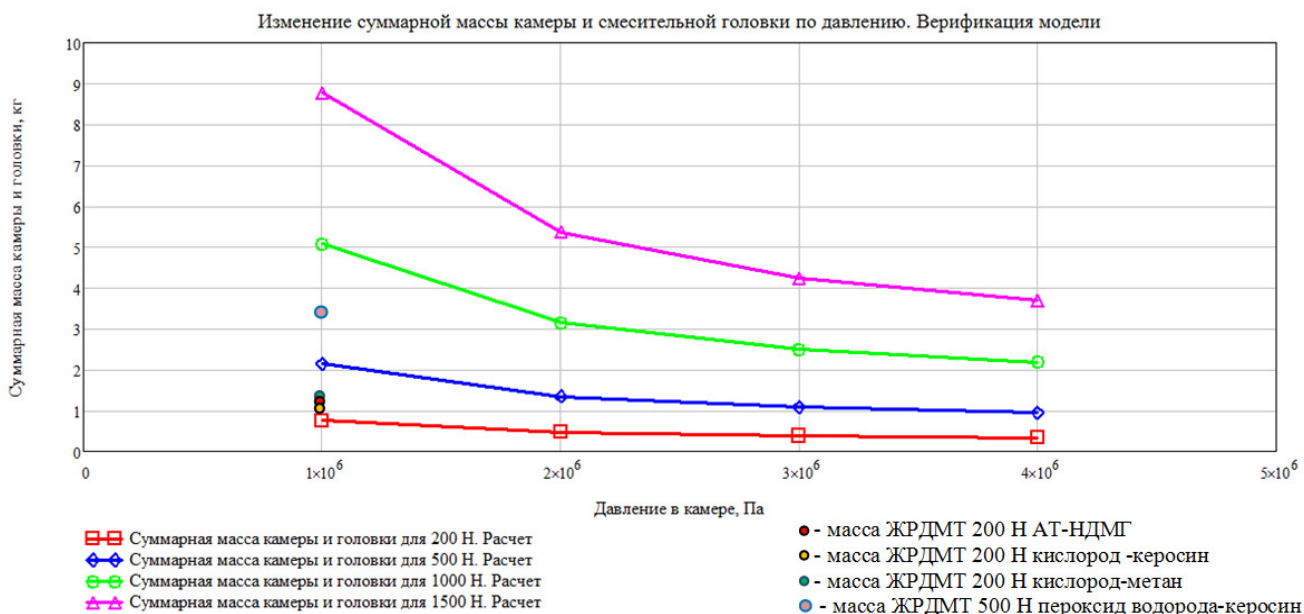


Рис. 6 Изменение суммарной массы камеры и смесительной головки по давлению. Верификация модели

Заключение

Основными результатами данной работы являются:

1. Разработана математическая модель габаритно-массовых характеристик ЖРДМТ тягой 200-1500 Н с давлением в камере сгорания 1-4 МПа для компонентов топлива АТ-НДМГ.

2. Получена удовлетворительная сходимость результатов расчета масс ЖРДМТ математической модели и реальных двигателей.

В дальнейшем планируется:

1. Корректировка математической модели с учетом статистических данных по ЖРДМТ других производителей.

2. Использование математической модели для других компонентов топлива: АТ-ММГ, кислород-керосин, кислород-метан, кислород-водород, пероксид водорода-керосин; для более широкого диапазона тяг 20-2000 Н и давлений 0,5-5,5 МПа.

Библиографический список:

1. Козлов А.А. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок: Учебник для студентов авиадвигателестроительных специальностей вузов / А.А. Козлов, В.Н. Новиков, Е.В. Соловьев. - М.: Машиностроение. 1988. - 352 с.: ил. ISBN 5-217-00144-5

2. Алемасов В.Е. и др. Теория ракетных двигателей: Учебник для студентов машиностроительных специальностей вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; Под ред. В.П. Глушко. - М.: Машиностроение. 1980. - 533 с. ил.

3. Козлов А.А. Выбор топлива. схемы и основных параметров жидкостной ракетной двигательной установки на ранних этапах проектирования: Учеб. пособие. - М.: Изд-во МАИ. 1997. - 48 с.: ил. ISBN 5-7035-1966-7

4. Козлов А.А., Абашев В.М. Расчет и проектирование жидкостного ракетного двигателя малой тяги / А.А. Козлов, В.М. Абашев. - Учебное пособие для дипломников и студентов старших курсов. - М.: Изд-во МАИ. 2003. - 34 с.: ил.