

Методика формирования архитектуры и определения параметров пневматической системы малого космического буксира, основанная на результатах 1D-моделирования

© А.Ф. Георгиев, М.В. Тетерина, Г.А. Щеглов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Рассмотрена задача выбора проектных параметров двигательной установки малого разгонного блока, которая является одной из ключевых задач формирования облика, поскольку существенным образом влияет на компоновку аппарата. Разработана методика решения комплексной задачи формирования архитектуры и выбора параметров пневматической системы двигательной установки на газообразных компонентах кислород–метан. Методика, основанная на технологии цифрового 1D-моделирования, реализована в российском программном комплексе МДС (Моделирование динамических систем). В результате применения этой методики выбрана рациональная архитектура пневмосистемы, позволяющая отказаться от термостатирования газовых компонентов благодаря возможности использовать адиабатическое сжатие рабочих тел. Показана возможность параметрической настройки системы для обеспечения наиболее рационального температурного режима. Представлены схемы подсистем горючего и окислителя. Найденные решения планируется применять при создании малого разгонного блока «БОТ».

Ключевые слова: 1D-моделирование, пневматическая система, малый разгонный блок, проектирование космических аппаратов, моделирование динамических систем, адиабатическое сжатие, МДС

Введение. В настоящее время актуальной задачей является разработка малых разгонных блоков (МРБ) [1, 2], предназначенных для оказания периферийных пусковых услуг на коммерческой основе [3]. Основной задачей МРБ является выведение полезных нагрузок заказчиков на целевые орбиты, поэтому разрабатываемый аппарат должен иметь объединенную двигательную установку (ОДУ), способную обеспечить возможность как маневрирования (перемещение центра масс), так и ориентации и стабилизации (вращение вокруг центра масс). Компоновка МРБ в значительной степени определяется характеристиками его ОДУ, работающей на газообразных компонентах: метан и кислород [4, 5], а также конфигурацией пневматической системы (ПС), являющейся частью ОДУ и обеспечивающей подачу газов — требуемое давление и расход на входе маршевых двигателей (МД), двигателей ориентации (ДО) и стабилизации (ДС). Схематично состав ОДУ показан на рис. 1.

В предшествующей конфигурации МРБ, описание которой приведено в статье [6], в состав ПС входил редуктор давления. Однако, как показала практика, разработка и изготовление редуктора давления для кислорода с требуемым значением расхода ($\dot{m}_{ок} = 11,32$ г/с) является дорогостоящим и длительным процессом, снижающим коммерческую отдачу проекта. Поскольку при опорожнении бака со сжатым газом (метан и кислород) происходит его охлаждение вследствие адиабатического расширения, необходимо разработать сложную систему подогрева газа, которая использует дополнительный источник энергии [6]. Для снижения стоимости и сроков разработки ОДУ было принято решение разработать ПС, работающую без редуктора, и, если возможно, упростить систему подогрева газа.

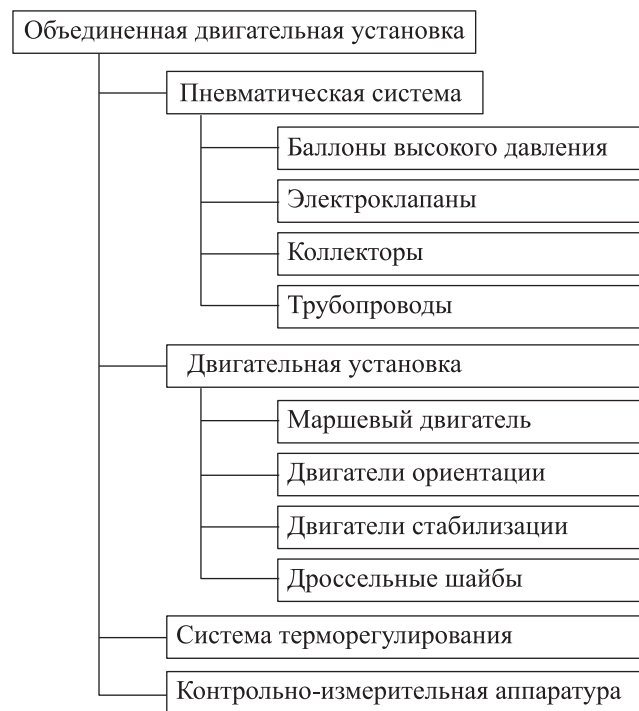


Рис. 1. Схема деления объединенной двигательной установки

Математическая модель (ММ) ОДУ должна отражать существенно нелинейный характер зависимостей ее выходных параметров от совокупности следующих факторов: режимов работы двигателей, последовательности их включения, геометрических характеристик сопел, а также температуры, расхода и давления компонентов топлива. В связи с этим актуальность представленного исследования заключается в разработке системного подхода к решению комплексной задачи проектирования ПС совместно с элементами ОДУ с учетом

режимов работы и последовательности включения двигателей космического аппарата (КА).

Цель представленной работы — разработка методики выбора архитектуры и параметров ПС ОДУ для МРБ на базе цифровой модели, которая не только обеспечит гибкость конфигурации под различные миссии, но и позволит визуализировать динамику изменения параметров в реальном времени.

Реализованная в данной работе методика базируется на решении прямой и обратной задач. Прямая задача включает построение архитектуры ПС, а также расчет и анализ изменения ее параметров, выполненных при заданных начальных условиях. В рамках обратной (проектной) задачи использовались данные, полученные при решении прямой задачи, а именно найденные законы изменения параметров ПС. Целью обратной задачи являлся синтез облика ОДУ, т. е. определение рациональных проектных параметров ее элементов для заданных параметров миссии МРБ. Для ее реализации использован российский программный комплекс моделирования мультифизических динамических систем «Моделирование динамических систем» (МДС) [7], с помощью которого определены рациональные параметры ПС, входящей в ОДУ, разработана архитектура адаптивной ПС, проанализирована динамика рабочих характеристик и решена проблема охлаждения газовых компонентов топлива.

Представление математической модели, методов и подходов. В работе рассматривается ОДУ, в состав которой входят один МД — двухкомпонентный ракетный двигатель тягой P_m , работающий на газообразных горючем и окислителе, а также четыре реактивных ДО тягой P_o и четыре ДС тягой P_c . Двигатели ДО и ДС работают на холодном газе и в качестве рабочего тела используют горючее. В рассматриваемых ниже моделях принято решение, что алгоритм управления ОДУ в разрабатываемом МРБ предусматривает одновременную работу только трех из имеющихся ДО и ДС.

Поскольку подача горючего и окислителя в МД производится независимо и смешение компонентов в соответствии с рекомендуемым стехиометрическим соотношением (определенно при проектировании камеры сгорания) происходит непосредственно в камере сгорания, ПС разделяется на две независимых подсистемы — подсистему окислителя (кислорода) и подсистему горючего (метана). Схемы этих двух подсистем близки по своему составу и структуре.

В состав ПС каждого компонента входят следующие основные элементы (рис. 2):

- бак (баллон высокого давления) объемом V_b , в котором осуществляется хранение компонента под давлением p_b при температуре T_b ;

– блок из N_s параллельно подключенных электроклапанов, работающих при температуре T_s в условиях давления газа на входе p_{s0} и на выходе p_{s1} и обеспечивающих требуемый массовый расход газа на выходе $\dot{m}_{s1}$;

– коллектор — промежуточная емкость объемом V_k , в которой газ в рабочем режиме ОДУ находится перед подачей в ракетные двигатели при давлении p_k и температуре T_k ;

– МД, для работы которого должно быть обеспечено входное рабочее давление газа p_m , массовый расход $\dot{m}_m$ и температура T_m .

Кроме этого, ПС компонента включает дополнительно:

– трубопроводы с условным диаметром сечения d_t и длиной l_t ;

– дроссельную шайбу на входе в МД с условным диаметром сечения d_m .

Схема ПС горючего отличается от ПС окислителя наличием блока управляющих двигателей (блок A на рис. 2), который обведен штрихпунктирной рамкой. В этот блок A входят N_o ветвей ДО и N_c ветвей ДС, соединенных параллельно. Для работы ДО должно быть обеспечено входное рабочее давление газа p_o , массовый расход $\dot{m}_o$ и температура T_o . Перед ДО располагается дроссельная шайба с условным диаметром сечения d_o . Аналогично для работы ДС должно быть обеспечено входное рабочее давление газа p_c , массовый расход $\dot{m}_c$ и температура T_c . Перед ДС располагается дроссельная шайба с условным диаметром сечения d_c .

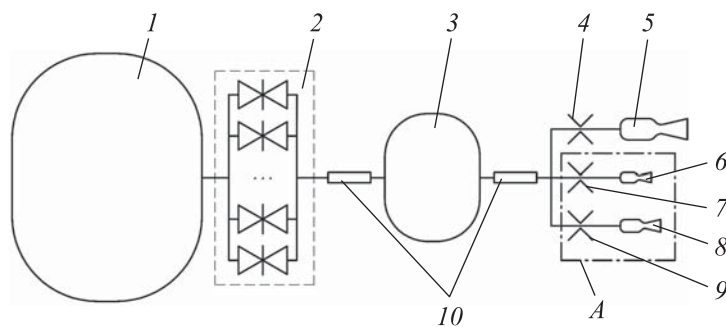


Рис. 2. Структурная схема ПС компонента топлива ОДУ МРБ:

1 — бак хранения компонента; 2 — блок электроклапанов; 3 — коллектор; 4 — дроссельная шайба МД; 5 — МД; 6 — ДО; 7 — дроссельная шайба ДО; 8 — ДС; 9 — дроссельная шайба ДС; 10 — трубопровод; A — блок двигателей, используемый только в ПС горючего (штрихпунктирная линия), осуществляющих поворот относительно центра масс

Для моделирования режимов работы описанных подсистем ПС при решении прямой задачи в программе МДС были построены математические модели (ММ), показанные на рис. 3 и 4. В рамках методики настоящего исследования было принято допущение об идеализированной адиабатической модели всех резервуаров. Хранение газов осуществляется в баллонах высокого давления, с высокой степенью сжатия. Посредством электроклапанов газ из основного баллона переходит в коллектор. Начальное давление во всех элементах ПС, включая коллектор, составляет p_0 . На начальном этапе миссии выполняется заполнение коллектора до рабочего давления $p_{к0}$. Поддержание указанного уровня давления обеспечивается системой управления ОДУ посредством циклического включения электроклапанов. В математической модели функцию стабилизации давления на уровне $p_{к0}$ выполняет элемент SW, графически отображенный красным цветом на рис. 3 и 4. При уменьшении давления ниже заданного уровня ($p_k < p_{к0}$) отправляется сигнал на открытие всех электроклапанов. По достижении заданного давления коллектора МРБ переходит в состояние готовности. Далее газ подается через дроссельную шайбу на вход либо МД, либо ДО или ДС в зависимости от циклограммы полета и ММ подсистемы ПС (в ММ окислителя участвует только МД).

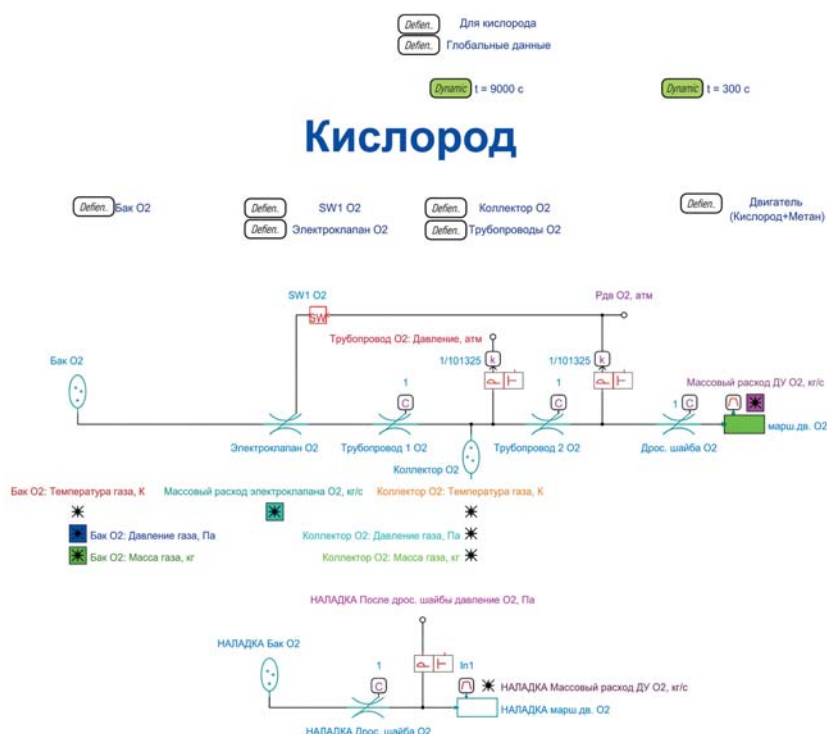


Рис. 3. Математическая модель прямой задачи анализа ПС окислителя в программе МДС

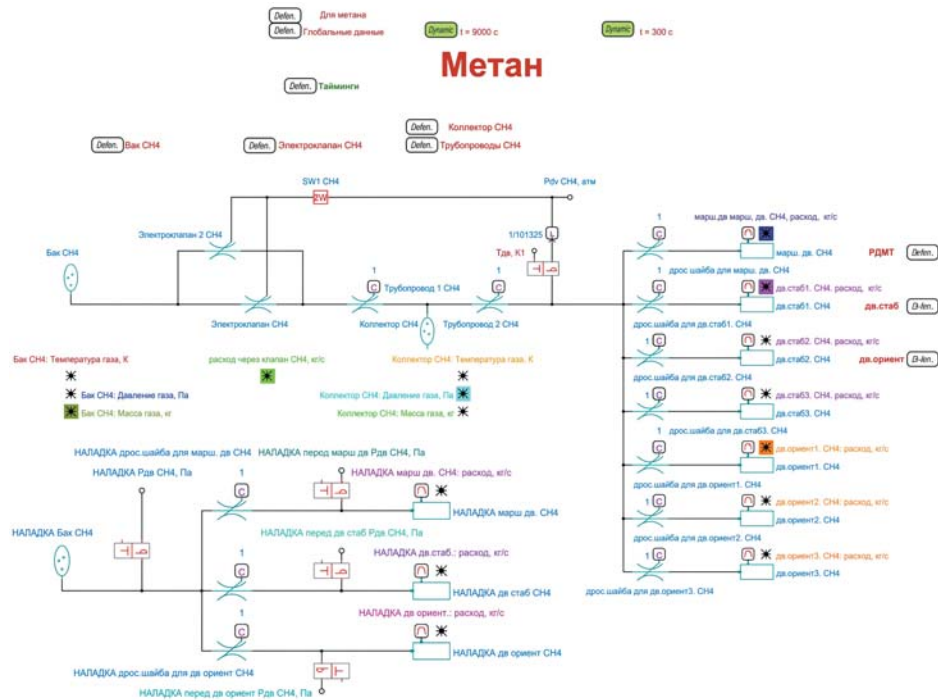


Рис. 4. Математическая модель прямой задачи анализа ПС горючего в программе МДС

Ввиду высокой сложности формируемой системы в МДС предлагаемая методика моделирования включает дополнительную минисхему «НАЛАДКА», предназначенную для проверки корректности функционирования элементов перед их интеграцией в основную модель. Это позволяет минимизировать вероятность ошибок, так как все элементы проходят обязательную проверку.

В качестве примера рассмотрим проверку элемента ДО, показанную на рис. 5. В состав ММ «НАЛАДКА» входят бак большого объема, который работает как бесконечный резервуар с давлением, равным давлению в коллекторе ($p_{к0}$), и двигатель, параметры которого заданы по его паспортным данным. Для отображения массового расхода двигателя во времени используется индикатор «НАЛАДКА дв. ориент.: расход, кг/с».

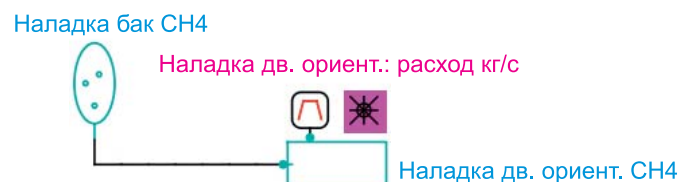


Рис. 5. Цифровая модель «НАЛАДКА» массового расхода метана в программе МДС

После создания схемы (см. рис. 5) и задания начальных параметров выполняется расчет, в ходе которого полученные в МДС значения массового расхода ДО сравниваются с эталонными (например, из каталога, эксперимента, аналитических формул или расчетов в CFD-пакетах). Время моделирования при решении тестовой задачи выбирается таким образом, чтобы динамический процесс стал установившимся. Поскольку время расчета занимает менее 1 с, то для динамического расчета задано время моделирования переходного режима t от 0 до 100 с, что является достаточным для наблюдения параметра. Полученные в МДС данные сравниваются с расчетными значениями, определенными по классическим формулам [8]. Критерием успешной валидации элемента модели и его пригодности для интеграции в основную схему является расхождение между результатами моделирования и эксперимента менее 1 %. Данный подход обеспечивает надежность и достоверность дальнейших расчетов.

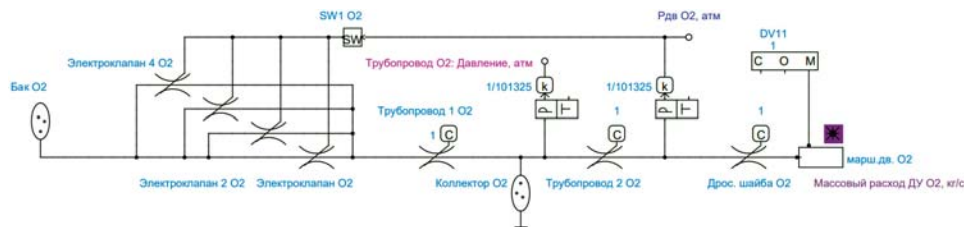


Рис. 6. Математическая модель ПС кислорода в МДС (обратная задача)

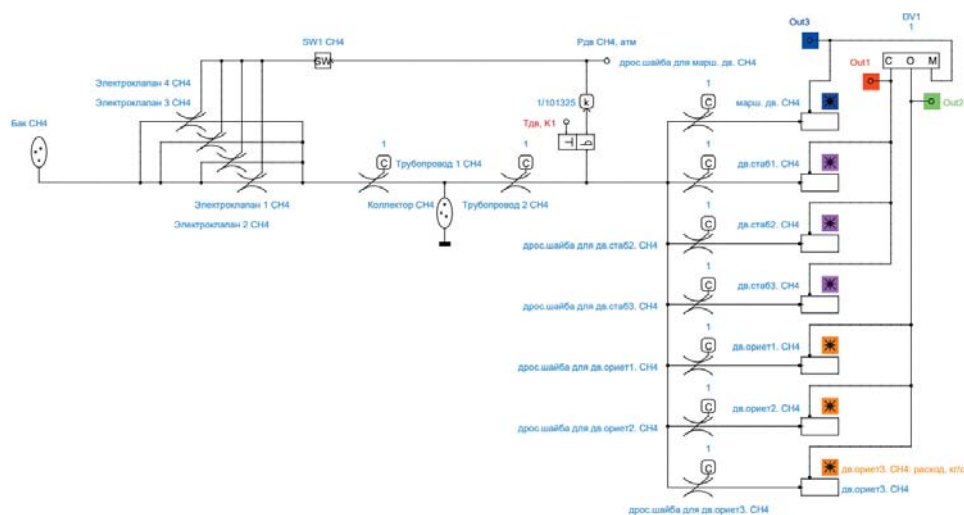


Рис. 7. Математическая модель ПС метана в МДС (обратная задача)

Решение обратной задачи базируется на данных, полученных из решения прямой задачи. Основная архитектура системы и динамика изменения параметров считаются заданными. В ММ добавляется модуль «С О М» (рис. 6, 7), который представляет собой программно-

временное устройство для включения двигателей ДС, ДО и МД в соответствии с заданной полетной циклограммой КА. Графическое представление ММ с учетом данного блока показано на рис. 6 и 7.

Цель решения обратной задачи — определение рационального режима работы ОДУ, обеспечивающего стабилизацию импульсов, гарантированный запас топлива на траектории полета и удержание рабочих параметров в допустимых пределах. Достижение поставленной цели осуществлялось за счет оптимизации объемов коллекторов и баков, а также выбора требуемого числа клапанов.

Результаты моделирования. Для численного моделирования были выбраны следующие значения параметров ОДУ на газообразных компонентах кислород–метан. Тяги двигателей взяты следующими: $P_M = 50$ Н, $P_0 = 5$ Н, $P_c = 1,69$ Н. Объемы бака и коллектора приняты для кислорода $V_B^k = 80$ л, $V_K^k = 8$ л, для метана $V_B^m = 90$ л, $V_K^m = 32$ л соответственно. Начальная температура газа всех компонентов одинакова ($T = 293,15$ К). Начальное давление во всех магистралях, кроме баков, также одинаково: $p = 101\,325$ Па (1 атм). В баках кислорода и метана в начальный момент давление одинаково и составляет $p_B^k = p_B^m = p_{s0} = 25,33$ МПа (250 атм). Рабочее давление в коллекторе назначено равным рабочему давлению $p_{k0} = 2,03$ МПа (20 атм), а давление на входе в двигатели $p_M = p_0 = p_c = 1,22$ МПа (12 атм). Условные диаметры дроссельных шайб для МД взяты: для кислорода $d_M^k = 2,4$ мм, для метана $d_M^m = 2,0$ мм. Для дроссельных шайб ДО и ДС выбраны диаметры $d_0 = 2,1$ мм, $d_c = 1,2$ мм, а для трубопроводов $d_T = 10$ мм и $l_T = 50$ мм. Число электроклапанов для кислорода взято $N_s^k = 1$, для метана $N_s^m = 2$, а их параметры соответствуют данным для изделий 14Ц7100200, разработанных АО «НИИМаш» [9].

Рассмотренный ранее вариант ПС с редуктором предусматривал термостатирование газообразных компонентов топлива в основных баках путем их подогрева, поскольку охлаждение газа негативно влияет на тяговые характеристики ДУ [6]. При рассмотрении прямой задачи редуктор заменен на блок параллельно включенных клапанов (см. рис. 2), что позволило разработать более эффективное техническое решение, исключаящее необходимость подогрева газовых компонентов. Таким образом, удалось упростить систему и повысить ее надежность. Ключевым элементом модификации стал коллектор, в котором на начальном этапе миссии поддерживается нормальное атмосферное давление p . Такой подход обеспечивает удобство заправки на космодроме и снижает эксплуатационные риски, поскольку

отсутствует необходимость предварительного заполнения коллектора до рабочего давления $p_{к0} > p$. Хотя данный объем теоретически мог быть использован для размещения дополнительного запаса газообразного топлива, было сознательно сохранено низкое начальное давление из соображений обеспечения безопасности при выведении.

При первом включении двигателей осуществляется наполнение коллектора. Газ из основных баков (1 на рис. 2) через электроклапаны (2 на рис. 2) поступает в коллектор (3 на рис. 2), где происходит его адиабатическое сжатие до рабочего давления $p_{к0}$, приводящее к нагреву рабочего тела.

В ходе решения прямой задачи проведен многопараметрический анализ системы, в результате которого установлена зависимость температуры рабочего тела от объема коллектора. Рассмотрим данную зависимость на примере ММ метана. График температуры коллектора метана объемом 8 л представлен на рис. 8, объемом 32 л — на рис. 9. Значительные короткие скачки температуры рабочего тела в коллекторе обусловлены работой двигателей ориентации (одновременная работа трех двигателей), при этом величина ΔT (см. рис. 8) для 8-литрового коллектора больше, чем для 32-литрового (см. рис. 9). Таким образом, чем больше объем коллектора, тем меньше величина ΔT . Минимизация температурных возмущений в коллекторе выступает ключевым фактором, определяющим стабильность работы двигательной установки.

На рис. 8 расчетный интервал времени работы ограничен 7900 с (вместо 9000 с), поскольку рассматриваемая система МРБ быстрее достигает состояния выравнивания давлений между баком и коллектором.

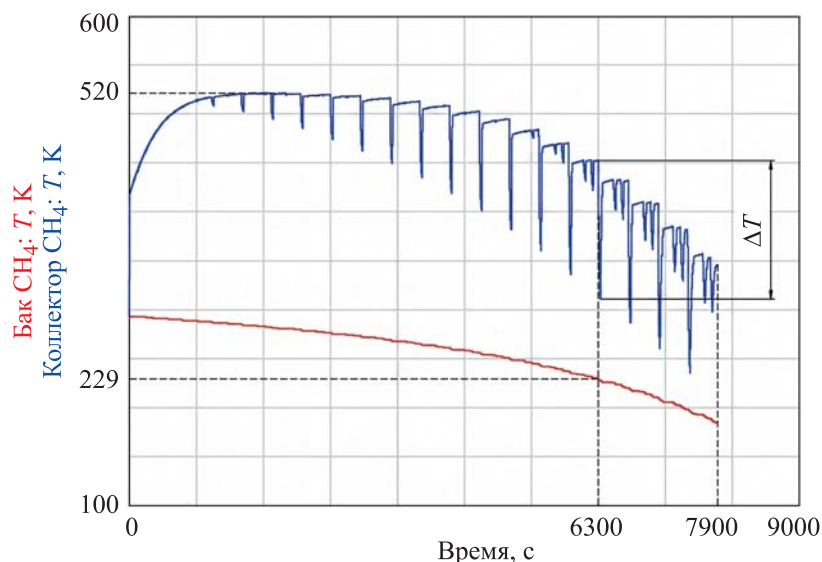


Рис. 8. Изменение температуры метана в баке и в коллекторе $V_k^m = 8$ л

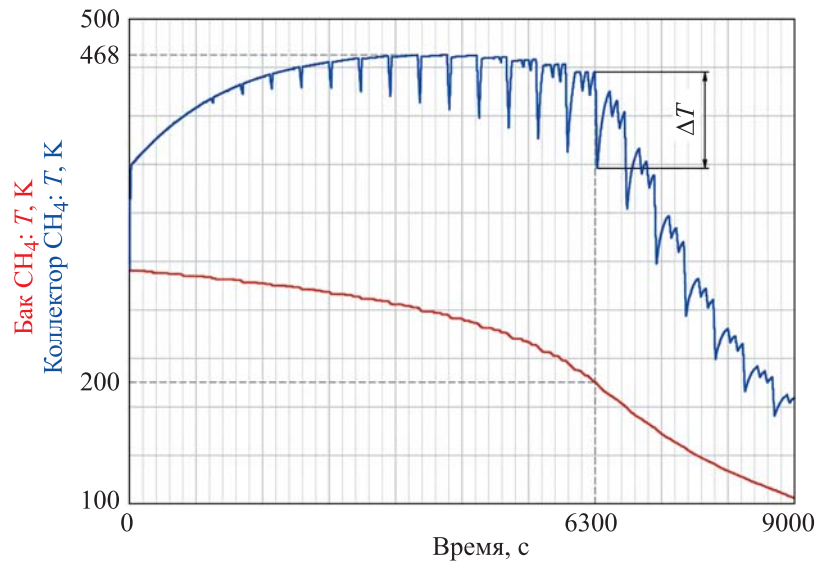


Рис. 9. Изменение температуры метана в баке и в коллекторе $V_k^m = 32$ л

На временном интервале, приближающемся к 6300 с на рис. 8 и 9, появляются дополнительные температурные флуктуации меньшей амплитуды, вызванные работой двигателей в условиях дефицита топлива, приводящего к нестабильности рабочих процессов. После 6300 с отмечается резкое снижение температуры как в баке, так и в коллекторе, что определяет функционально значимый рабочий участок системы в диапазоне от 0 до 6300 с.

При решении обратной задачи был взят маршевый двигатель с большей тягой ($P_m = 200$ Н). Была задана циклограмма полета, подобная той, что описана в работе [10]. По циклограмме полета в модуле «С О М» заданы 8 импульсов МД, 11 импульсов ДО, 18 импульсов ДС, один пассивный участок $T = 94$ мин (остальные пассивные участки условно считаются равными по времени $T = 30$ с, чтобы наглядно видеть импульсы двигателей). Учет первого пассивного участка при анализе обусловлен тем, что именно на нем параметры рабочего тела в коллекторе стабилизируются. Время работы двигателей составляет 30 с.

На начальном этапе реализации полетной программы в соответствии с циклограммой полета происходит отделение МРБ от РН, после чего аппарат стабилизирует свое положение с помощью ДС, время работы которых составляет 30 с, а затем корректирует свою ориентации ДО в течение 30 с. Последующий участок — пассивный, он играет определяющую роль в подготовке ПС, поскольку в этот период осуществляется заполнение коллектора (поз. 3 см. рис. 2) до эксплуатационного давления $p_{к0}$, вследствие чего на рис. 10 и 11 наблюдается плавное повышение температуры газа в коллекторе.

Сравнительный анализ динамики температур показывает различие в поведении компонентов топлива: в то время как температура метана в коллекторе характеризуется плавным ростом (см. рис. 11) в течение всего рассматриваемого временного интервала, температура кислорода (после 3000 с) в момент работы МД незначительно колеблется (см. рис. 10), что обусловлено высокой скоростью расхода окислителя.

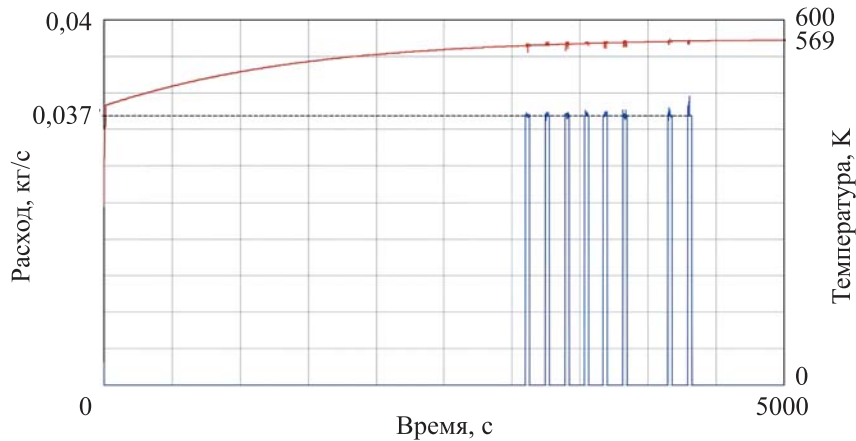


Рис. 10. Изменение параметров ММ кислорода (обратная задача):
коллектор O_2 : температура газа К; массовый расход ДУ: O_2 , кг/с

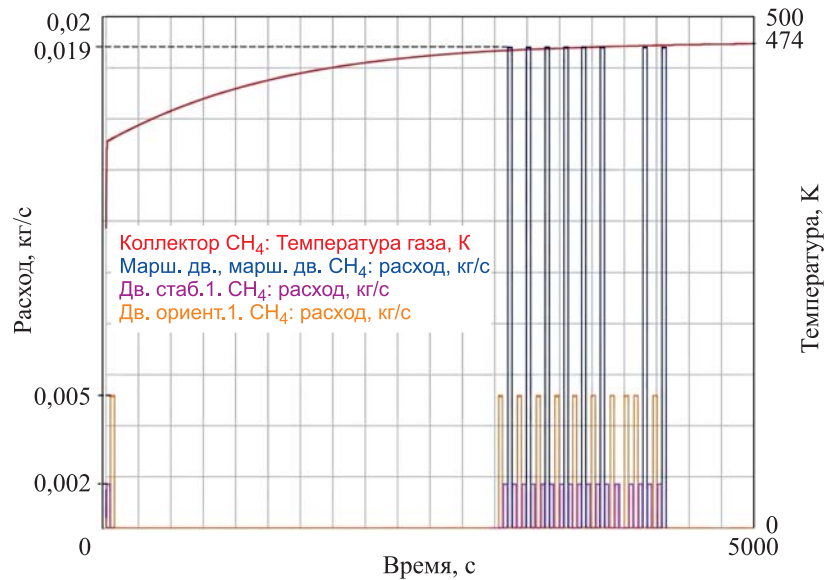


Рис. 11. Изменение параметров ММ метана (обратная задача)

В результате решения обратной задачи для заданной циклограммы полета и МД, имеющего в 4 раза большую тягу, потребовалось увеличить число клапанов ($N_s^k = N_s^m = 4$), а также объемы баков

и коллекторов соответственно для кислорода $V_B^k=85$ л, $V_K^k=40$ л, и метана $V_B^m=150$ л, $V_K^m=32$ л, поднять давление в баках кислорода и метана в начальный момент до уровня $p_B^k=p_B^m=p_{s0}=30,40$ МПа (300 атм).

Важным аспектом анализа является оценка начальной массы топлива и его расхода, что существенно влияет на выполнение миссии. Согласно расчетам по аналитическим формулам, приведенным в циклограмме [10], масса расходующего компонента для МД составляет 12,02 кг, тогда как моделирование в программном комплексе МДС дает значение около 13,5 кг. Погрешность расчета между результатами моделирования в программном комплексе МДС и аналитическими данными составляет 12,3 %, что обусловлено учетом в модели дополнительных факторов реальной системы.

Оценка масс по компонентам топлива выглядит следующим образом: начальная масса метана в баке составляла 30 кг, к завершению миссии — 17 кг. Разница была израсходована на работу ОДУ, а также на заполнение коллектора и трубопроводов. Для кислорода начальная масса составляла 34 кг, конечная — 24 кг. Расход кислорода также включает потери в коллекторе, трубопроводах и работу МД. Суммарный расход топлива на обеспечение работы МД и системы ориентации и стабилизации оценивается приблизительно в 16,2 кг. Неиспользованный при выполнении основной миссии остаток газа может быть употреблен для выдачи импульса захоронения при дегазации МРБ в конце срока активного существования.

Заключение. Исследование на динамических мультидисциплинарных цифровых моделях подсистем пневматической системы кислорода и метана малых разгонных блоков показало, что поставленная задача разработки КА является комплексной и характеризуется нелинейной зависимостью от параметров системы, что подчеркивает важность применения мультифизичных программных комплексов для ее решения, в частности, программного комплекса «Моделирование динамических систем».

Разработанная методика позволила сформировать архитектуру ОДУ МРБ на основе использования математической модели как кислорода, так и метана. Предложены технические решения, заключающиеся в замене дорогостоящего редуктора параллельно включенными электроклапанами и в использовании коллектора с начальным давлением 1 атм. В полученной конфигурации происходит адиабатическое сжатие газа, сопровождающееся выделением теплоты. Это решение позволило отказаться от термостатирования и упростить конструкцию ПС МРБ, тем самым повысив надежность системы, сократив сроки и стоимость ее разработки. Выбор параметров ПС МРБ осуществляется

на основе комплексного решения двух задач: прямой — анализ динамики системы, и обратной — оптимизация конструкции при известном характере изменения выходных параметров. Данный подход демонстрирует выраженную зависимость конфигурации МРБ от ключевых параметров миссии, в том числе характеристический запас скорости и тягу двигателей. В результате проведенного исследования определены параметры для миссии МРБ: требуемые запасы топлива, архитектура ПС, исходные данные для компоновки и др.

Разработанная методика формирования архитектуры и выбора параметров ПС МРБ, основанная на мультифизичных моделях, позволяет оперативно оценить габаритные параметры ПС (ОДУ), что является ключевым этапом для выбора оптимальной компоновочной схемы. В этой методике реализован принцип последовательного усложнения модели с целью минимизации вероятности возникновения ошибок на ранних этапах проектирования. Полученные результаты планируется использовать в процессе проектирования малого разгонного блока «Бауманский орбитальный тягач» («БОТ»), разрабатываемого на кафедре СМ-2 «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Актуальность предлагаемой методики обусловлена ее применимостью для анализа сложных систем в условиях сжатых сроков разработки, причем область ее использования не ограничивается космическими аппаратами, а распространяется на широкий спектр динамических узлов.

Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по государственному заданию (Проект № FSN-2025-0016).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Space Logistics Markets. 1st Edition, 2022. *Euroconsult*. URL: <https://digital-platform.euroconsult-ec.com/product/space-logistics-markets/> (дата обращения 20.04.2026).
- [2] Щеглов Г.А., Тетерина М.В. Анализ параметров межорбитальных транспортных средств в миссиях Transporter. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 3. EDN TIIRFG
- [3] Кислицкий М.И. Концепция дополнительного использования малого космического разгонного блока. *Аэрокосмическая техника и технологии*, 2025, т. 3, № 3, с. 504–515.
- [4] Шаповалов А.В., Щеглов Г.А. Синтез рациональной компоновки малого разгонного блока на газообразных компонентах топлива. *Вестник Московского авиационного института*, 2023, т. 30, № 2, с. 70–77. DOI: 10.34759/vst-2023-2-70-77
- [5] Ворожеева О.А., Коптев И.И., Ягодников Д.А. Моделирование рабочего процесса в камере и расчет характеристик ракетного двигателя малой тяги (50 Н) на газообразных компонентах топлива кислород и метан. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 6. EDN HOFFCE

- [6] Георгиев А.Ф., Трудоношин В.А., Кюрджиев Ю.В., Верзилин С.С., Никулин Д.С. Выбор проектных параметров пневмогидравлической системы малого разгонного блока «БОТ» на основе результатов 1D-моделирования. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 11. EDN FBWKTS
- [7] Программный комплекс МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ. Официальный сайт ООО «СПЕКТР ИКС». URL: <https://spectrx.ru/products/MDS> (дата обращения: 19.04.2026).
- [8] Васильев Н.В., Новицкий Б.Б., Бурцев С.А. *Расчет сопла Лаваля с использованием газодинамических функций*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2024, 27 с.
- [9] Каталог АО «Научно-исследовательский институт машиностроения», 2019. URL: <http://web.archive.org/web/20250507030959/https://www.niimashspace.ru/files/2020/Katalog-2019-rus.pdf> (дата обращения: 19.04.2026).
- [10] Щеглов Г.А., Суслов Н.И., Казаку И.А. Выбор параметров транспортной операции малого разгонного блока. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2023, № 4 (147), с. 16–33. DOI: 10.18698/0236-3941-2023-4-16-33

Статья поступила в редакцию 28.04.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Георгиев А.Ф., Тетерина М.В., Щеглов Г.А. Методика формирования архитектуры и определения параметров пневматической системы малого космического буксира, основанная на результатах 1D-моделирования. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 9. EDN ENWDSM

Георгиев Александр Федорович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: ageorgiev@bmstu.ru

Тетерина Мария Вячеславовна — студентка 6-го курса кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: mariya10341@yandex.ru

Щеглов Георгий Александрович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специалист в области динамики конструкций аэрокосмических систем. e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru

Methodology for Forming the Architecture and Determining the Parameters of a Small Space Tug Pneumatic System Based on 1D-Modeling Results

© A.F. Georgiev, M.V. Teterina, G.A. Scheglov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The problem of selecting the design parameters of a small space tug propulsion system, which is one of the key tasks in shaping the vehicle configuration since it significantly affects the spacecraft layout, is considered. A methodology for solving the complex problem of forming the architecture and selecting the parameters of the pneumatic system of a propulsion system using gaseous oxygen-methane propellants is developed. The methodology, based on digital 1D modeling technology, is implemented in the Russian software package MDS (Modeling of Dynamic Systems). As a result of applying the methodology, a rational architecture of the pneumatic system was selected, making it possible to avoid thermal stabilization of the gaseous components by using adiabatic compression of the working fluids. The possibility of parametric tuning of the system to ensure the most rational temperature regime is demonstrated. Schemes of the fuel and oxidizer subsystems are presented. The solutions found are planned to be used in the creation of the small space tug "BOT".

Keywords: 1D-modeling, pneumatic system, small upper stage, spacecraft design, modeling of dynamic systems, adiabatic compression, MDS

The work was performed with the support of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation on a state assignment (Project No. FSFN-2025-0016).

REFERENCES

- [1] In-Orbit Services Markets. 3rd ed. *Euroconsult*, 2023. Available at: <https://digital-platform.euroconsult-ec.com/product/space-logistics-markets/> (accessed April 20, 2026).
- [2] Scheglov G.A., Teterina M.V. Analiz parametrov mezhorbital'nykh transportnykh sredstv v missiyakh Transporter [Analysis of parameters of inter-orbital transport vehicles in Transporter missions]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2025, iss. 3. EDN TIIRFG
- [3] Kislitsky M.I. Kontseptsiya dopolnitel'nogo ispolzovaniya malogo kosmicheskogo razgonnogo bloka [Concept for the additional utilization of a small space tug]. *Aerokosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Aerospace Engineering and Technology*, 2025, vol. 3, no. 3, pp. 504–515. DOI: 10.52467/2949-401X-2025-3-3-504-515. EDN ISARNP
- [4] Shapovalov A.V., Scheglov G.A. Sintez ratsional'noy komponovki malogo razgonnogo bloka na gazoobraznykh komponentakh topliva [Rational layout synthesis of the upper stage running on gaseous components]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 70–77. DOI: 10.34759/vst-2023-2-70-77
- [5] Vorozheeva O.A., Koptev I.I., Yagodnikov D.A. Modelirovanie rabocheho protsessa v kamere i raschet kharakteristik raketnogo dvigatelya maloy tyagi (50 N) na gazoobraznykh komponentakh topliva kislorod i metan [Simulation of

- the working process in the chamber and calculation of the characteristics of a 50 N thrust rocket engine using gaseous oxygen and methane propellants]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2025, iss. 6. EDN HOFFCE
- [6] Georgiev A.F., Trudonoshin V.A., Kyurdzhiev Yu.V., Verzilin S.S., Nikulin D.S. Vybory parametrov pnevmogidravlicheskoj sistemy malogo razgonnogo bloka «BOT» na osnove rezul'tatov 1D-modelirovaniya [Selecting design parameters for a BOT small upper stage pneumohydraulic system based on the 1D simulation]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, iss. 11. EDN FBWKTS
- [7] Programmnyy kompleks MODELIROVANIYE DINAMICHESKIKH SISTEM [Software Suite: Dynamic Systems Modeling]. Ofitsialnyy sayt OOO «SPEKTR IKS» [Official website of SPEKTR IKS LLC]. Available at: <https://spectrx.ru/products/MDS> (accessed April 19, 2026).
- [8] Vasiliev N.V., Novitskiy B.B., Burtsev S.A. *Raschet sopla Lavalya s ispolzovaniem gazodinamicheskikh funktsiy* [Calculation of the Laval nozzle using gas-dynamic functions]. Moscow, Bauman Press, 2024, 27 p.
- [9] Katalog AO «Nauchno-issledovatel'skiy institut mashinostroeniya» [Catalog of JSC “Research Institute of Mechanical Engineering”], 2019. Available at: <http://web.archive.org/web/20250507030959/https://www.niimashspace.ru/files/2020/Katalog-2019-rus.pdf> (accessed April 19, 2026).
- [10] Scheglov G.A., Suslov N.I., Kazaku I.A. Vybory parametrov transportnoy operatsii malogo razgonnogo bloka [Selection of parameters for a small upper stage transportation operation]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroyeniye — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2023, no. 4 (147), pp. 16–33. DOI: 10.18698/0236-3941-2023-4-16-33

Georgiev A.F., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University (National Research University).
e-mail: ageorgiev@bmstu.ru

Teterina M.V., 6th-year Student, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University (National Research University).
e-mail: mariya10341@yandex.ru

Scheglov G.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University (National Research University); a specialist in the field of dynamics of aerospace systems structures. e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru