

Выбор проектных параметров пневмогидравлической системы малого разгонного блока «БОТ» на основе результатов 1D-моделирования

© А.Ф. Георгиев, В.А. Трудоношин, Ю.В. Кюрджиев,
С.С. Верзилин, Д.С. Никулин

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

В рамках проектирования малого разгонного блока «БОТ» рассмотрены задачи выбора архитектуры и оценки проектных параметров пневмогидравлической системы при условии реализуемости требований, предъявляемых к летательному аппарату. Задача выбора архитектуры решена с помощью комплексной математической модели малого разгонного блока, отражающей взаимодействие всех его систем, в том числе внешние условия. С применением детализированной модели системы проведен выбор параметров работы пневмогидравлической системы и определена потребность в использовании системы термостатирования. Все модели разработаны в отечественном программном комплексе 1D-моделирования — МДС. В результате определены минимально допустимые объемы баков компонентов топлива и режимы работы пневмогидравлической системы, показана необходимость использования системы термостатирования баков, дана оценка требуемой для поддержания температуры компонентов топлива энергии и выявлен рациональный режим работы маршевых двигателей.

Ключевые слова: 1D-моделирование пневмогидравлической системы, комплексная математическая модель, малый разгонный блок, программный комплекс, моделирование динамических систем

Работа выполнена в рамках реализации программы развития передовой инженерной школы «Системная инженерия ракетно-космической техники» МГТУ им. Н.Э. Баумана

Введение. При проектировании космических летательных аппаратов (КЛА) важной задачей является минимизация массы аппарата при выполнении требований, предъявляемых к самому космическому аппарату (КА), в условиях действующих ограничений, например, на объем, заданные характеристики узлов/агрегатов на входе-выходе и т. п. Поэтому цель данной научной работы, реализуемой при проектировании малого разгонного блока (МРБ) «БОТ» (аббревиатура от «Бауманский орбитальный тягач»), — определение минимально необходимых объемов баков при удовлетворении требований, предъявляемых к МРБ.

В рамках работы были поставлены три основные задачи:

- определить режим работы маршевых двигателей;
- представить архитектуру пневмогидравлической системы (ПГС), для того чтобы выяснить, нужно ли применять систему термостатирования баков;

– оценить энергию, необходимую для подогрева баков при наличии системы термостатирования.

Для эффективного решения поставленных задач и возможности оценивать изменения на различных этапах создания МРБ следует разработать такую комплексную математическую модель (КММ) этого блока, которая отражала бы состав и взаимосвязи всех систем, внешнюю среду, а также детализированную модель ПГС.

Инструментарий для решения поставленных задач. Начиная с самых ранних этапов разработки МРБ, выбор проектных решений основывается на результатах математического моделирования. В качестве среды моделирования для выбора архитектуры и проектных параметров ПГС был применен российский программный комплекс «Моделирование динамических систем» (МДС), предназначенный для моделирования мультифизических динамических систем [1]. Это современное универсальное средство анализа технических систем позволяет:

- оценить возможность физической реализации изделий, систем, узлов и агрегатов;
- провести многопараметрические расчеты с целью оценки влияния изменения параметров и выбора рациональных значений;
- проанализировать режимы работы, процессы и их характеристики в проектируемых устройствах;
- выявить взаимовлияние систем, узлов и агрегатов;
- спрогнозировать показатели качества изделий;
- проверить соответствие изделия требованиям технического задания;
- определить возможные способы оптимизации и улучшения устройств.

Описание объекта моделирования. Комплексная математическая модель (КММ) МРБ «БОТ» имеет иерархическую структуру. Модель верхнего уровня, в которую включены все основные системы, обеспечивающие функционирование МРБ, представлена на рис. 1. Каждая из систем разбивается на подсистемы в соответствии с принятыми конструкторскими решениями и кооперацией исполнителей [2].

Рассмотрена задача выбора параметров и архитектуры пневмогидравлической системы КММ МРБ «БОТ» на основе результатов моделирования. Для перелета МРБ «БОТ» со стартовой массой 250 кг с опорной орбиты высотой 500 км на орбиту высотой 800 км было выбрано двухкомпонентное топливо, в качестве окислителя используется газообразный кислород, в качестве горючего — метан. В случае применения газообразных компонентов, находящихся в баках под высоким давлением (300 атм), система вытеснения топлива не требуется.

Модели подсистем «Окислитель» (рис. 2) и «Горючее» (рис. 3), разработанные в соответствии с методикой [3], предоставляют возможность выполнить расчет параметров ПГС и обеспечить формирование тяги в зависимости от режимов включения двигателей.

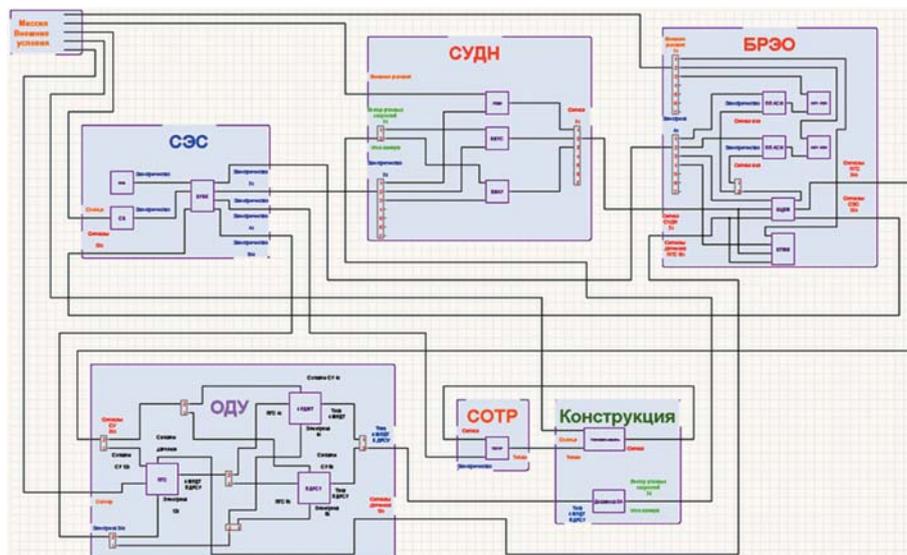


Рис. 1. Комплексная математическая модель малого разгонного блока «БОТ»: БРЭО — бортовое радиоэлектронное оборудование; СЭС — система электроснабжения; СУДН — система управления двигателем носителя; ОДУ — объединенная двигательная установка; СОТР — система обеспечения теплового режима

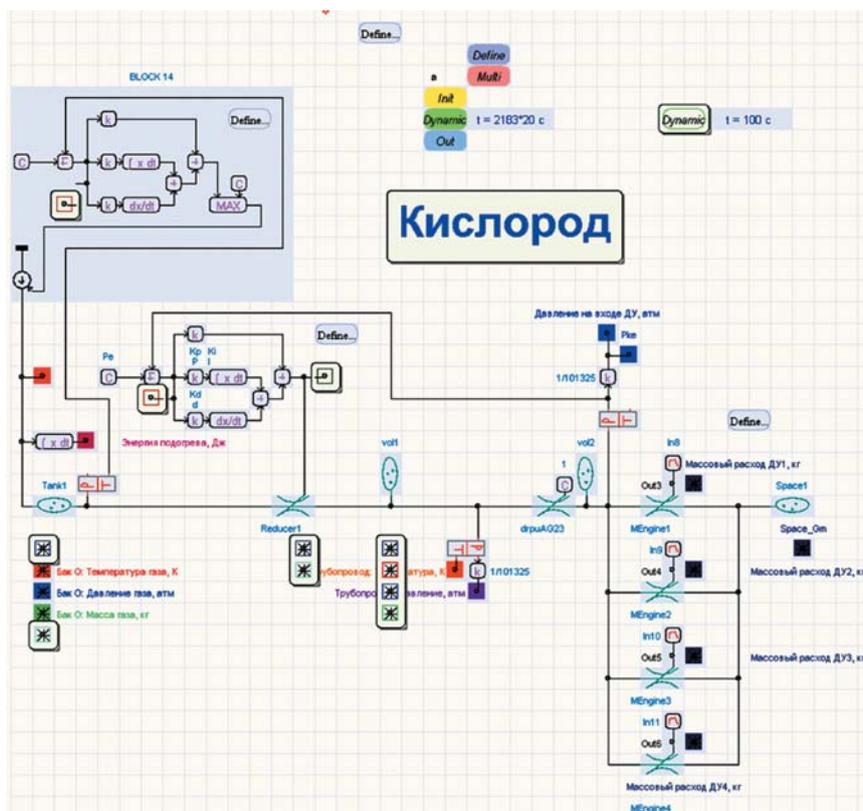


Рис. 2. Модель подсистемы «Окислитель» МРБ «БОТ»

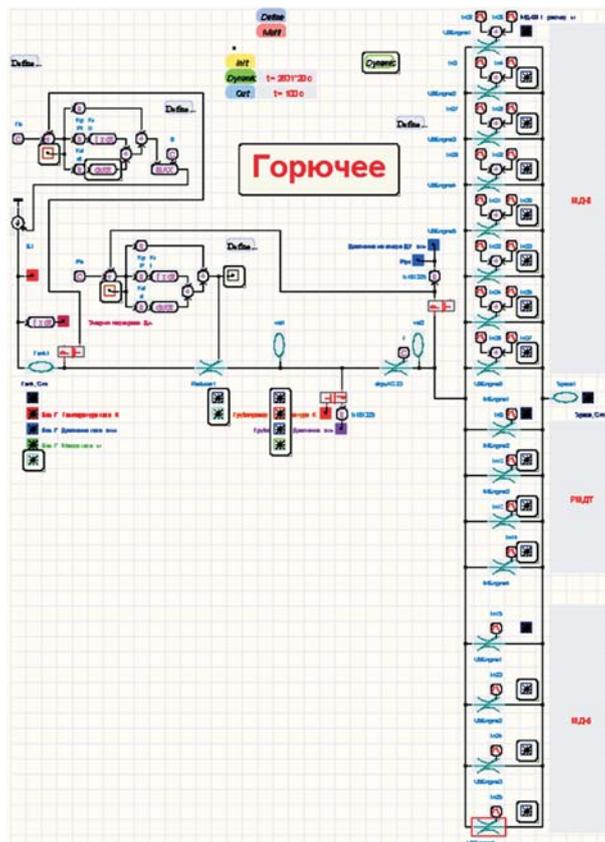


Рис. 3. Модель подсистемы «Горючее» МРБ «БОТ»

Математическая модель. Классический алгоритм разработки математической модели (ММ) конкретной ПГС заключается в том, что вместо этой системы появляется схема замещения, представленная в виде набора каналов, полостей и ступеней, объединенных в общую функциональную схему. Под проточной полостью понимается полость переменного объема [4], ограниченная контрольной поверхностью, через которую происходит обмен веществом и энергией между рабочим телом и внешней для него средой. Контрольная поверхность замкнута, в качестве ее элементов могут выступать поверхности элементов системы, границы с другими полостями, каналами или окружающей средой.

Пример расчетной схемы проточной полости приведен на рис. 4, на котором указаны следующие обозначения: Ω_i — элемент контрольной поверхности; Q — теплообмен между рабочим телом и внешней средой; L — работа, совершаемая над системой; G_i — массообмен между рабочим телом и окружающей средой через i -й элемент поверхности; $(HG)_i$ — приход энергии с массообменом через i -й элемент поверхности; L — работа внешних сил над рабочим телом (или работа, совершаемая рабочим телом над окружающей средой);

L_T — работа трения, часть которой затрачивается на изменение внутренней энергии рабочего тела; p , T , M , V — параметры рабочего тела (давление, температура, масса газа и объем в полости соответственно); ω — скорость перемещения рабочего тела. Описание задачи приведено в [5], а методика численного решения отражена в [6, 7].

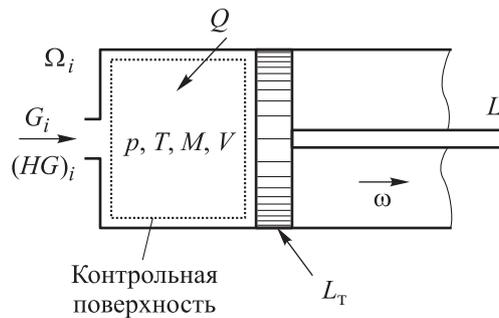


Рис. 4. Расчетная схема проточной области

При построении математической модели были приняты следующие основные допущения:

- рабочее тело — газ, фазовые переходы в рабочем теле не учитываются;

- процессы, протекающие в проточной полости равновесны, т. е. параметры состояния рабочего тела одинаковы во всем объеме проточной полости;

- кинетическая энергия рабочего тела пренебрежимо мала по сравнению с внутренней энергией;

- параметры рабочего тела связаны зависимостями, принятыми для идеального газа, уравнениями Ван-дер-Ваальса, Дюпре — Абеля или Редлиха — Квонга; выбор соответствующего уравнения зависит от условий для процессов, протекающих в проточной полости конкретной конструкции регулятора давления [8];

- потери внутренней энергии газа на трение и теплообмен незначительны.

Для идеального газа расход G_i описывается уравнением Сен-Венана [9]

$$G_i = \mu_i S_i \sqrt{\frac{2k}{k-1} p p \left(\left[\max(\beta, \beta_{кр}) \right]^{\frac{2}{k}} - \left[\max(\beta, \beta_{кр}) \right]^{\frac{k+1}{k}} \right)}; \quad (1)$$

$$\beta = \frac{P_{внеш}}{p}; \quad (2)$$

$$\beta_{кр} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (3)$$

где μ_i — коэффициент расхода; S_i — площадь элемента контрольной поверхности; k — показатель адиабаты газа; p — давление в полости; ρ — плотность рабочего тела; β — отношение давлений внешней среды к давлению в полости; $\beta_{кр}$ — отношение давлений внешней среды к давлению в полости, соответствующее началу критического режима течения газа; $p_{внеш}$ — давление снаружи контрольной поверхности.

Типовые элементы для моделирования ПГС. Базовый узел эквивалентной схемы соответствует точке отсчета давления, выбор которой зависит от реализованных в математических моделях зависимостей. В подсистеме выделяются модели элементов (табл. 1), сжимаемость жидкости в которых оказывает существенное влияние на ее динамику. Характеристики элементов ПГС принимаются в соответствии с приведенными в [10].

Таблица 1

Обозначения и функции типовых элементов

Элемент	Наименование	Изображение	Функция
Бак высокого давления	Tank1		Моделирование бака высокого давления с компонентами топлива
Редуктор	Reducer		Моделирует понижающий редуктор давления
Полость объемом:	Vol1		Учитывает объем фитингов и тройников
	Vol2		Моделирует пневматический аккумулятор
Двигатель	MEngine1		Моделирует эквивалентное сопротивление, соответствующее номинальному сопротивлению двигателя

Разработка параметрической архитектурной модели ПГС МРБ «БОТ», а также моделей его подсистем «Горючее» и «Окислитель» позволила определить рациональный режим работы двигательной установки (ДУ), исходя из условия минимизации объема бака рабочего тела (РТ) при поддержании на входе в ДУ постоянного массового расхода РТ и давления с погрешностью $\pm 5\%$ [11]. Значения массовых расходов и давлений приведены в табл. 2.

При изменении давления и стехиометрического соотношения компонентов тяга двигателя и массовые расходы компонентов изменяются.

Расход окислителя и горючего в зависимости от давления на входе в двигатель и стехиометрического соотношения компонентов приведены в табл. 2.

Таблица 2

Массовый расход компонентов $\dot{m}_{ок}$ и $\dot{m}_г$ в зависимости от стехиометрического соотношения компонентов топлива K_T , и давления $p_{вх}$ на входе в камеру сгорания

K_T	Массовый расход компонентов $\dot{m}_{ок}$ и $\dot{m}_г$, г/с, при $p_{вх}$, МПа					
	1,0		1,5		2,0	
	$\dot{m}_{ок}$	$\dot{m}_г$	$\dot{m}_{ок}$	$\dot{m}_г$	$\dot{m}_{ок}$	$\dot{m}_г$
2,0	5,50	2,75	10,87	5,43	16,42	8,21
2,6	5,89	2,27	11,32	4,35	17,43	6,71
3,4	6,53	1,92	12,4	3,65	19,26	5,67
4,0	6,97	1,74	13,21	3,30	20,56	5,14

Поскольку траектория полета МРБ «БОТ» рассчитана для номинального режима работы двигателей [12], при изменении стехиометрического соотношения K_T и давления компонентов изменяется продолжительность включения двигателей. Расчет длительности их включения проводится из условия равенства выданного импульса при различных стехиометрических соотношениях. Полученные значения приведены в табл. 3.

Таблица 3

Время выдачи импульса t в зависимости от стехиометрического соотношения компонентов топлива K_T и давления $p_{вх}$ на входе в камеру сгорания

K_T	Время выдачи импульса t , с, при $p_{вх}$, МПа		
	1,0	1,5	2,0
2	55,38	28,01	18,53
2,6	57,00	29,66	19,26
3,4	58,83	30,92	19,90
4	59,68	31,43	20,16

На МРБ «БОТ» планируется установить 12 двигателей реактивной системы управления (РСУ) двух типов. Прототипом первого типа служат существующие двигатели МД-5, второго — МД-08. На МРБ «БОТ» устанавливаются четыре двигателя первого типа и восемь второго, работающие на горючем.

Программа полета МРБ «БОТ», рассматриваемая в представленном исследовании, состоит из повторяющейся 20 раз с интервалом 2183 секунд последовательности следующих действий:

– включение на время t (см. табл. 3) маршевых двигателей и на время t_1 (табл. 4) двигателей РСУ первого типа для компенсации эксцентриситета тяги маршевых двигателей;

– включение двигателей РСУ второго типа на время t_2 через 100 с после того, как будут запущены маршевые двигатели, для демпфирования угловых скоростей и построения программной ориентации; при давлении $p_{вх} = 1,0$ МПа время t_2 выдачи импульса двигателей РСУ второго типа составит 111,6 с, при $p_{вх} = 1,5$ МПа — 74,2 с, при $p_{вх} = 2,0$ МПа — 56 с.

Таблица 4

Время выдачи импульса двигателей РСУ первого типа на время t_1 в зависимости от стехиометрического соотношения компонентов топлива K_T и давления $p_{вх}$

K_T	Время t_1 , с, при $p_{вх}$, МПа		
	1,0	1,5	2,0
2,0	18,9	25,0	28,4
2,6	18,3	23,6	27,3
3,4	17,7	22,7	26,4
4,0	17,5	22,3	26,1

Результаты исследования. После проведения многопараметрических расчетов были определены значения объемов баков окислителя и горючего, приведенные в табл. 5 и 6 соответственно.

Таблица 5

Объем бака окислителя без подогрева $V_{ок}$ в зависимости от стехиометрического соотношения компонентов топлива K_T и давления $p_{вх}$

K_T	Объем бака $V_{ок}$, л, при $p_{вх}$, МПа		
	1,0	1,5	2,0
2,0	100	100	100
2,6	110	110	110
3,4	120	120	120
4,0	130	130	130

Таблица 6

Объем бака горючего без подогрева V_T в зависимости от стехиометрического соотношения компонентов топлива K_T и давления $p_{вх}$

K_T	Объем бака V_T , л, при $p_{вх}$, МПа		
	1,0	1,5	2,0
2,0	140	160	180
2,6	130	140	170
3,4	120	130	150
4,0	110	130	150

Полученные объемы баков оказались неприемлемыми для МРБ «БОТ» по соображениям компоновки. Поэтому для минимизации объема баков с учетом требований по давлению и расходу на входе маршевых двигателей была предложена система термостатирования газообразных компонентов топлива. Эта система была смоделирована с использованием управляемого источника теплоты и ПИД-регулятора (см. рис. 2 и 3), что позволило поддерживать температуру в заданном диапазоне. Коэффициенты регулятора были подобраны исходя из условий обеспечения температуры в пределах $\pm 10 \dots 20$ К. Такой подход дает возможность определить необходимую энергию для термостатирования РТ. Результаты представлены в табл. 7–10.

Таблица 7

Объем бака окислителя с подогревом $V_{о.п}$ в зависимости от стехиометрического соотношения компонентов топлива K_T и давления $p_{вх}$

K_T	Объем бака $V_{о.п}$, л, при $p_{вх}$, МПа		
	1,0	1,5	2,0
2,0	70	70	70
2,6	80	80	80
3,4	90	90	90
4,0	90	90	90

Таблица 8

Объем бака горючего с подогревом $V_{г.п}$ в зависимости от стехиометрического соотношения компонентов топлива K_T и $p_{вх}$

K_T	Объем бака $V_{г.п}$, л, при $p_{вх}$, МПа		
	1,0	1,5	2,0
2,0	80	100	1100
2,6	80	90	100
3,4	70	80	90
4,0	70	80	90

Таблица 9

Энергия, необходимая для подогрева бака окислителя, в зависимости от стехиометрического соотношения компонентов топлива K_T

и давления $p_{вх}$

K_T	Энергия для подогрева бака окислителя, МДж, при $p_{вх}$, МПа		
	1,0	1,5	2,0
2,0	1,92	1,90	1,88
2,6	2,13	2,11	2,07
3,4	2,43	2,38	2,34
4,0	2,66	2,54	2,48

Таблица 10

Энергия, необходимая для подогрева бака горючего, в зависимости от стехиометрического соотношения компонентов топлива K_T

и давления $p_{вх}$

K_T	Энергия для подогрева бака окислителя, МДж, при $p_{вх}$, МПа		
	1,0	1,5	2,0
2,0	4,18	4,85	5,33
2,6	3,78	4,28	4,86
3,4	3,52	3,88	4,43
4,0	3,27	3,63	4,28

Закключение. В результате проведенного исследования были определены минимально необходимые объемы баков с учетом требований, предъявляемых к МРБ. В рамках проводимых исследований были решены следующие задачи:

– определен наиболее рациональный режим работы маршевых двигателей — давление на входе в камеру сгорания $p_{вх} = 1,5$ МПа; стехиометрическое соотношение компонентов топлива $K_T = 2,6$;

– разработаны КММ «БОТ», детализированная модель ПГС и получены результаты, которые позволили показать реализуемость требований, предъявляемых к аппарату, при условии использования системы термостатирования, а также определить минимально необходимые объемы баков компонентов топлива для проектируемого МРБ «БОТ»;

– выполнена оценка энергии, необходимой для подогрева баков на каждом расчетном режиме работы двигателей.

Полученные результаты можно считать основой для продолжения проектных работ по МРБ «БОТ». В дальнейшем расчетные модели будут валидированы по результатам экспериментальной отработки с целью последующего их использования при проектировании космических аппаратов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Официальный сайт ООО «СПЕКТР ИКС». URL: <https://spectrx.ru/> (дата обращения: 15.02.2024).
- [2] *NASA Systems Engineering Handbook*. Washington, National Aeronautics and Space Administration, 2013, 360 p.
- [3] Кюрджиев Ю.В., Чернышев А.В. Объектно-ориентированный подход в моделировании агрегатов пневматических систем. *Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2014, № 11, с. 170–187. URL: https://elibrary.ru/download/elibrary_22749637_87127816.pdf
- [4] Бубнов В.А. Расчет местных сопротивлений в проточной части гидропривода. *Вестник машиностроения*, 1989, № 11, с. 17–20.
- [5] Трудоношин В.А., Федорук В.Г. Решение обратной задачи динамики с помощью универсальных систем моделирования. *Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2014, № 1, с. 94–100.
- [6] Вержбицкий В.М. *Основы численных методов*. Москва, Высшая школа, 2002, 421 с.
- [7] Скворцов Л.М. Построение и анализ явных адаптивных одношаговых методов численного решения жестких задач. *Журнал вычислительной математики и математической физики*, 2020, № 7, с. 1111–1125.
- [8] Донской А.С. *Моделирование и расчет пневматических приводов*. Санкт-Петербург, Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, 2017, 85 с.
- [9] Бубнов В.А. О газодинамических течениях идеального газа. *Вестник МГТУ. Сер. Естественные науки*, 2015, № 4, с. 25–37.
- [10] *Каталог продукции 2020*. Нижняя Салда, Научно-исследовательский институт машиностроения, 2020, 44 с.
- [11] Ефимочкин А.Ф. *Проектирование принципиальных пневмогидравлических схем жидкостных ракетных двигателей*. Воронеж, Воронежский государственный технический университет, 2010, 264 с.
- [12] Добровольский В.М. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, 488 с.

Статья поступила в редакцию 28.07.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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

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

Трудоношин Владимир Анатольевич — канд. техн. наук, доцент, кафедра «Системы автоматизированного проектирования», МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: trudonoshinva@bmstu.ru

Кюрджиев Юрий Владимирович — канд. техн. наук, доцент, кафедра «Вакуумная и компрессорная техника», МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: uribmstu@bmstu.ru

Верзилин Станислав Сергеевич — студент 5-го курса, кафедра «Пилотируемые и автоматические космические аппараты», МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: verzilins@student.bmstu.ru

Никулин Данил Сергеевич — студент 5-го курса, кафедра «Аэрокосмические системы», МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: nikulinds@student.bmstu.ru

Selecting design parameters for a BOT small upper stage pneumohydraulic system based on the 1D simulation

© A.F. Georgiev, V.A. Trudonoshin, Y.V. Kurdzhev,
S.S. Verzilin, D.S. Nikulin

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

The paper presents results of solving the problem of selecting architecture and evaluation of the pneumatic hydraulic system design parameters in developing the BOT small upper stage provided by requirements imposed on the spacecraft feasibility. The architecture selection task is solved by using a complex mathematical model of a small upper stage that reflects interaction of all the small upper stage systems, including the external conditions. The pneumatic hydraulic system operation parameters and the requirement to use the thermostat system are selected using the detailed system model. All models are developed in the domestic 1D-simulation software package, i.e. dynamic system simulation. As a result, the minimum required volumes for fuel component tanks, pneumatic hydraulic system operating modes are determined, the need to use the tank thermostat system is shown, the energy required to maintain the fuel components temperature is assessed, and the rational operating mode for the cruise engines is identified.

Keywords: *pneumohydraulic system 1D-simulation, complex mathematical model, small upper stage, software package, dynamic system simulation (DSS)*

The work was carried out within the frame of the implementation of the development program of the advanced engineering school "Systems Engineering of Rocket and Space Technology" of the Bauman Moscow State Technical University

REFERENCES

- [1] LLC SPECTRUM X official site. Available at: <https://spectrx.ru/> (accessed February 15, 2024).
- [2] *NASA Systems Engineering Handbook*. Washington, National Aeronautics and Space Administration, 2013, 360 p.
- [3] Kyurdzhev Y.V., Chernyshev A.V. Obyektivno-orientirovannyi podkhod v modelirovaniy agregatov pnevmaticheskikh sistem [Object-oriented approach in modeling pneumatic system devices]. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana — Science and Education: Scientific Edition of BMSTU*, 2014, no. 11, pp. 170–187. Available at: https://elibrary.ru/download/elibrary_22749637_87127816.pdf
- [4] Bubnov V.A. Raschet mestnykh soprotivleniy v protochnoy chasti gidroprivoda [Calculation of local resistance in the flow part of a hydraulic drive]. *Vestnik mashinostroeniya*, 1989, no. 11, pp. 17–20.
- [5] Trudonoshin V.A., Fedoruk V.G. Reshenie obratnoy zadachi dinamiki s pomoschyu universalnykh sistem modelirovaniya [Solving the inverse problem of dynamics using the universal simulation systems]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Priborostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Instrument Engineering*, 2014, no. 1, pp. 94–100.
- [6] Verzhbitsky V.M. *Osnovy chislennykh metodov* [Fundamentals of numerical methods]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 2002, 421 p.

- [7] Skvortsov L.M. Postroenie i analiz adaptivnykh odnoshagovykh metodov chislennogo resheniya zhestkikh zadach [Construction and analysis of explicit adaptive one-step methods for solving stiff problems]. *Zhurnal vychislitel'noy matematiki i matematicheskoy fiziki — Computational Mathematics and Mathematical Physics*, 2020, no. 7, pp. 1111–1125.
- [8] Donskoy A.S. *Modelirovanie i raschet pnevmaticheskikh privodov* [Simulation and computation of the pneumatic drives]. St. Petersburg, Sankt-Peterburgskiy Politehnicheskiy Universitet Petra Velikogo Publ., 2017, 85 p.
- [9] Bubnov V.A. O gazodinamicheskikh techeniyakh idealnogo gaza [On gas-dynamic flows of an ideal gas]. *Vestnik MGPU. Ser. Estestvennyye nauki — Vestnik Moscow City University Scientific Journal. Natural Sciences*, 2015, no. 4, pp. 25–37.
- [10] *Katalog produktsii 2020* [Product catalog 2020]. Nizhnaya Salda, Nauchno-issledovatel'skiy Institut Mashinostroeniya Publ., 2020, 44 p.
- [11] Efimochkin A.F. *Proektirovanie printsipialnykh pnevmogidravlicheskikh skhem zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Design of principal pneumatic-hydraulic circuits for the liquid-propellant rocket engines]. Voronezh, Voronezhskiy Gosudarstvennyi Tekhnicheskiy Universitet Publ., 2010, 264 p.
- [12] Dobrovolsky V.M. *Zhidkostnye raketnye dvigateli* [Liquid-propellant rocket engines]. Moscow, BMSTU Publ., 2005, 488 p.

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

Trudonoshin V.A., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Computer-Aided Design Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: trudonoshinva@bmstu.ru

Kurdzhiev Yu.V., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Vacuum and Compressor Machines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: uribmstu@bmstu.ru

Verzilin S.S., 5th Year Student, Department of Piloted and Automated Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: verzilins@student.bmstu.ru

Nikulin D.S., 5th Year Student, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: nikulinds@student.bmstu.ru