

Математическая модель для режима тактовой работы жидкостного ракетного двигателя космического аппарата

© С.Ю. Улыбышев

Центральный научно-исследовательский институт химии и механики
(ФГУП ЦНИИХМ), Москва, 115487, Россия

Представлено описание математической модели работы жидкостного однокомпонентного ракетного двигателя (или двигательной установки — ДУ), используемой в режиме тактовой работы (РТР), который учитывает этапы выхода двигателя на установившийся режим работы и спад тяги. Приведен порядок и результаты огневых испытаний двух отработочных образцов двигателей для получения необходимых характеристик их работы в РТР. Описана методика получения коэффициентов аппроксимации данных огневых испытаний для реализации на борту космического аппарата (КА) процедуры автономного расчета тяги двигателя и удельного импульса в зависимости от текущего давления топлива в баке и длительности рабочего такта. Проведена оценка точности аппроксимации данных и сформулированы рекомендации по объему и порядку получения и использования в расчетах данных огневых испытаний для обеспечения высокоточного маневрирования КА как при длительном режиме работы ДУ, так и близком к импульсному.

Ключевые слова: космический аппарат, двигательная установка, математическая модель, режим тактовой работы, огневые испытания двигателя, коэффициенты аппроксимации, выход на режим, спад тяги

Введение. Для управления движением КА широко используются жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). Среди основных производителей данного типа двигателей следует отметить ФГУП «НИИмаш» [1] и ОКБ «Факел» [2]. В частности, в ОКБ «Факел» разработана целая серия однокомпонентных электротермокаталитических двигателей малой тяги, работающих на гидразине.

Работа ЖРД традиционно разделяется на три характерных этапа. Выход на режим — когда после включения происходит кратковременное достижение установившегося уровня тяги. Основной режим — работа на уровне тяги, близком к максимальному. Период последствия — когда после отключения питания происходит спад тяги. Для непрерывного режима работы ДУ второй этап является основным, а первым и последним из-за малой длительности при расчете импульса обычно пренебрегают. В случае применения таких двигателей для управления движением малых КА и необходимости выдачи импульсов небольшой величины длительность второго этапа (работа на установившемся уровне тяги) будет не многим больше или даже сопоставима с первым и третьим, и игнорирование вклада последних в величину

создаваемого импульса приведет к росту ошибки. Вторым существенным аспектом применения таких двигателей для малых КА является необходимость парирования накопления кинетического момента из-за разнотяговости самих двигателей (при их объединении в блок), погрешностей установки и ориентации, для чего могут потребоваться достаточно мощные управляющие двигатели-маховики, приводящие к утяжелению конструкции. Для исключения данного недостатка был разработан специальный алгоритм управления многосопловой ДУ в РТР. Он подразумевает включение блока реактивных двигателей на небольшие рабочие такты длительностью до нескольких десятков секунд [3].

Для эффективного управления ДУ в РТР и повышения точности выдачи импульса требуется разработка более точной математической модели работы ДУ, учитывающей как этап выхода на режим, так и спада тяги. На рис. 1 схематично показан характер работы двигателя на одном рабочем такте.

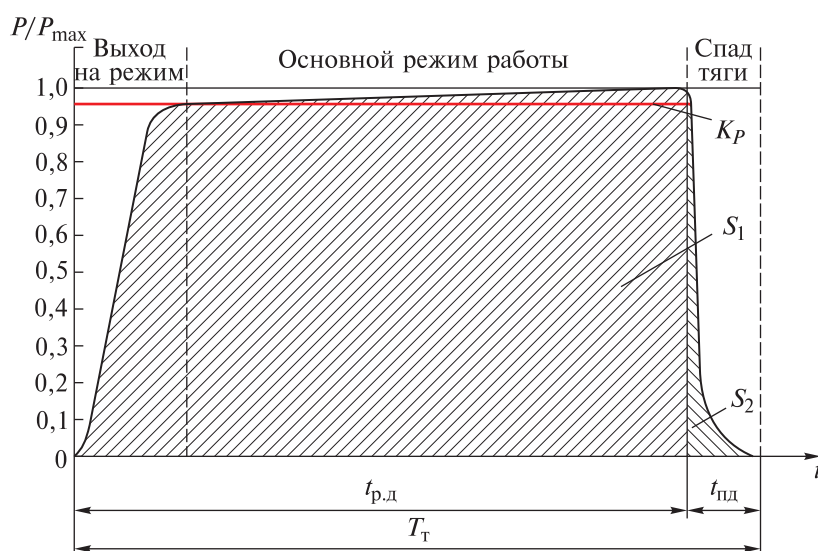


Рис. 1. Характер изменения тяги двигателя

Для ЖРД тяга обычно является функцией, зависящей от давления топлива на входе в камеру сгорания [2]. По результатам огневых испытаний двигателей определяются эти зависимости на различных уровнях входного давления и задается некоторая аппроксимирующая функция (обычно линейная) следующего вида:

$$P = Ap_{\text{вх.т}} + B. \quad (1)$$

Она достаточно точно отражает непрерывный режим работы, описывая огибающую для максимальной тяги двигателя при текущем

давлении. Корректное применение ее для РТР двигателя требует введение и определение поправочного коэффициента к тяге, учитывающего специфику режима его работы. Такая работа была проведена автором ранее и отражена в работах [3, 4]. Применение РТР позволяет эффективно использовать двигатели малой и сверхмалой тяги [5] как на этапе испытаний, так и при управлении движением микрокосмических аппаратов [6, 7]. Одним из важных направлений наземной стендовой отработки и огневых испытаний ЖРД является получение достоверных характеристик их работы на различных режимах [8–10]. Для решения задач функциональной диагностики разработан и штатно используется метод коррекции математической модели по результатам огневых испытаний ЖРД [11–14]. Аналогичные приемы используются и за рубежом [15–16]. Для единства терминологии в области ракетных двигателей разработан ряд стандартов и руководящих документов [17–19].

По результатам анализа и отработки прототипов двигателей были сформулированы требования к проведению их огневых испытаний в РТР. В ОКБ «Факел» были проведены испытания двух ЖРД, основные результаты которых, их качественный и количественный анализ представлены в данной статье.

Постановка задачи. В качестве постановки задачи сформулируем следующие требования к объему и порядку проведения огневых испытаний ЖРД, а также к результатам обработки полученных данных. В рамках проведения огневых испытаний и обработки их результатов необходимо:

1) получить данные по тяге и удельному импульсу ЖРД на подробной сетке входных давлений топлива из рабочего диапазона при реализации РТР двигателей;

2) провести дополнительные квалификационные испытания ЖРД в установившемся режиме работы на всем диапазоне допустимых входных давлений топлива;

3) провести сравнение результатов по тяге и удельному импульсу для установившегося режима работы ЖРД и циклических включений в РТР;

4) разработать математическую модель работы ЖРД в РТР и методику аппроксимации данных огневых испытаний;

5) определить коэффициенты аппроксимации для участков выхода на режим и спада тяги ЖРД в РТР в зависимости от фактической длительности его включения в рабочем такте;

6) провести сравнение точности аппроксимации полученных данных.

Объем и порядок огневых испытаний двигателей. В качестве основного режима испытаний была принята схема, представленная на рис. 2. В ней после прогревочного включения двигателя длительностью 4 с (для достижения температуры в камере сгорания свыше

350 °С) осуществлялось пять включений двигателя по 10 с каждое, с интервалом между ними 2,5 с для фиксации импульса последействия. Указанная циклограмма отражает РТР двигателя, являющийся основным при его использовании в составе ДУ.

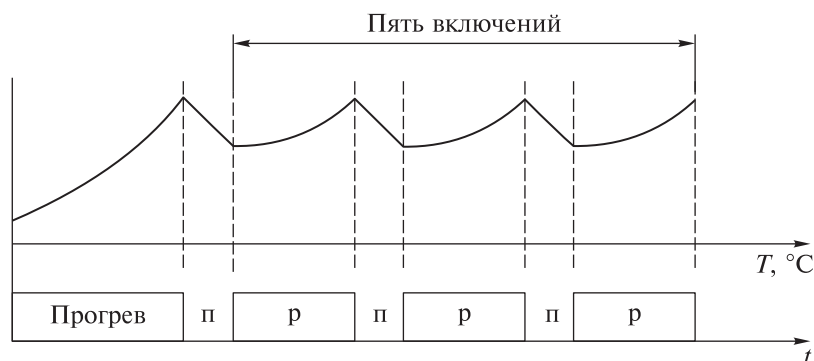


Рис. 2. Схема проведения огневых испытаний двигателя в РТР:
п — пауза; р — работа

В результате получены данные по 9 циклам работы (при входных давлениях от 4 до 8 атм включительно, с шагом 0,5 атм). Типовая циклограмма работы двигателя при данных испытаниях после прогревочного включения показана на рис. 3. Синим цветом показана подача напряжения на электроклапана, а сиреневым — характер изменения давления в камере сгорания по показаниям осциллографа.

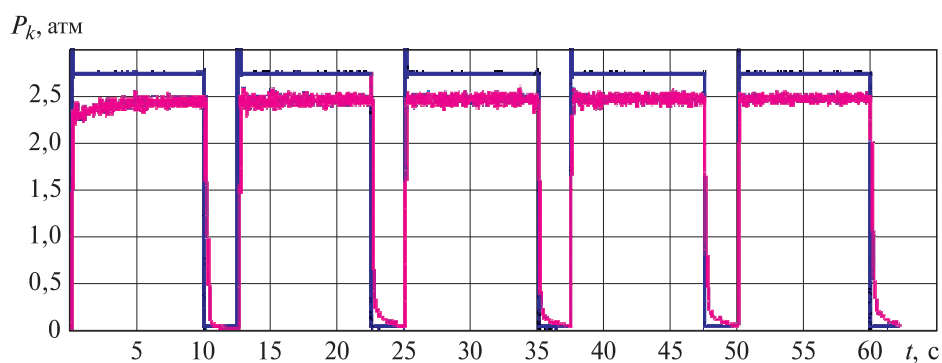


Рис. 3. Циклограмма огневых испытаний двигателя в РТР:
— давление в камере сгорания; — напряжение питания

В рамках статьи, не раскрывая особенностей построения пневмогидравлической схемы проведения испытаний, укажем формулу, которая была использована для пересчета давления в камере сгорания (P_k) на давление на входе в двигатель:

$$P_{\text{вх.т}} = 2P_k.$$

По представленным на рис. 3 данным видно, что на первом включении все еще происходит выход на установившийся температурный режим, а остальные четыре включения проходят идентично друг другу. Таким образом, минимальный порог температуры, соответствующей установившемуся режиму работы двигателя, составляет порядка 500 °С.

В рамках дополнительных режимов проводились испытания для определения характеристик двигателя в установившемся режиме работы (при входных давлениях от 2 до 9 атм включительно, с шагом 1 атм и длительности открытия клапана от 90 до 300 с), для каждого из которых осуществлялось по три включения, и были получены зависимости для тяги и удельного импульса. Указанные результаты для каждого из двигателей представлены в следующем разделе.

Результаты огневых испытаний двигателей. В качестве общих результатов по циклическим включениям и при непрерывном режиме работы были получены зависимости для тяги двигателя (измеренной в грамм-силах, 1 гс \approx 0,0098 Н) и удельного импульса. Характер их изменения в зависимости от входного давления показан на рис. 4–7.

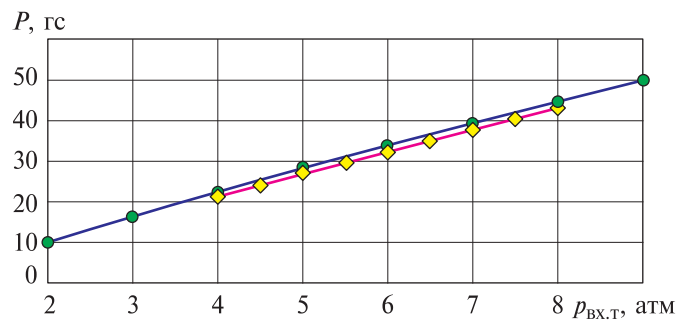


Рис. 4. Изменение тяги двигателя D1:

● — установившийся режим; ◆ — циклическая работа

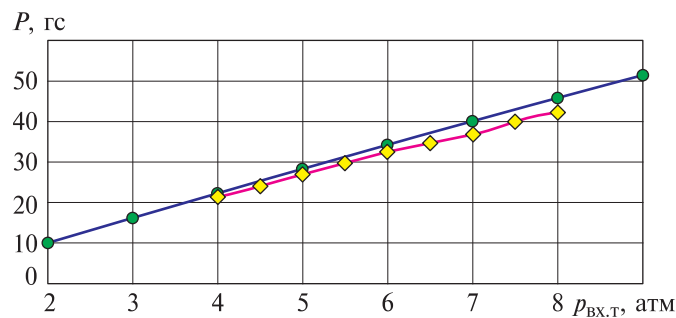


Рис. 5. Изменение тяги двигателя D2:

● — установившийся режим; ◆ — циклическая работа

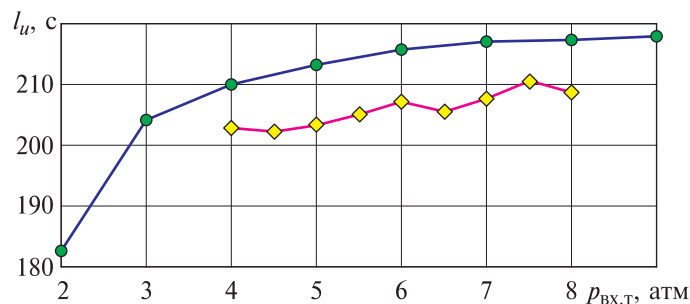


Рис. 6. Изменение удельного импульса двигателя D1:
● — установившийся режим; ◆ — циклическая работа

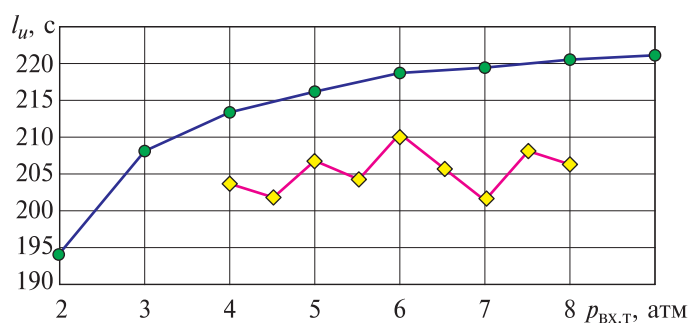


Рис. 7. Изменение удельного импульса двигателя D2:
● — установившийся режим; ◆ — циклическая работа

Отличие тяги двигателя в установившемся режиме работы (при длительных непрерывных включениях) и при циклических включениях в РТР составляет от 4 до 7 %. Аналогичное отличие имеется и по удельному импульсу от 3 до 5 %. На основании полученных данных при циклических включениях обе эти характеристики с достаточной степенью точности можно описать линейной зависимостью от входного давления в камеру сгорания. Аппроксимирующие формулы будут иметь следующий вид:

$$P_{C_D1} = 5,424 p_{\text{вх.т}} - 0,35; \quad (2)$$

$$P_{C_D2} = 5,223 p_{\text{вх.т}} + 0,7409;$$

$$I_{u_D1} = 1,934 p_{\text{вх.т}} + 194,4; \quad (3)$$

$$I_{u_D2} = 0,6503 p_{\text{вх.т}} + 201,6.$$

Максимальные ошибки аппроксимации по формулам (2) и (3) в этом случае не превышают 1,2 % по тягам и 2,3 % по удельному импульсу.

Кроме того, после обработки данных были получены характеристики выхода на режим и спада тяги для каждого двигателя и всех

входных давлений. Типовые зависимости данных параметров, по которым проводилась аппроксимация результатов, представлены на рис. 8 и 9. Здесь сведены на одни оси все пять включений двигателя.

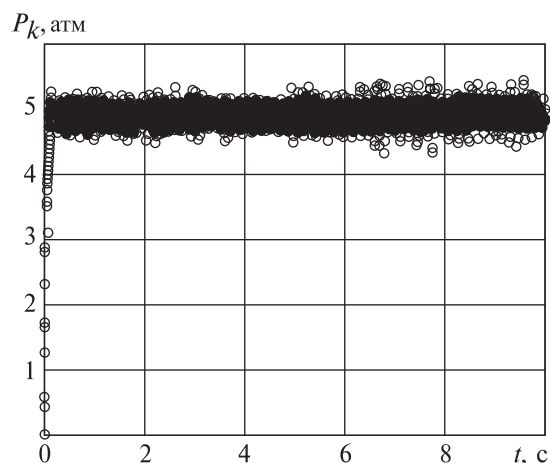


Рис. 8. Выход на режим

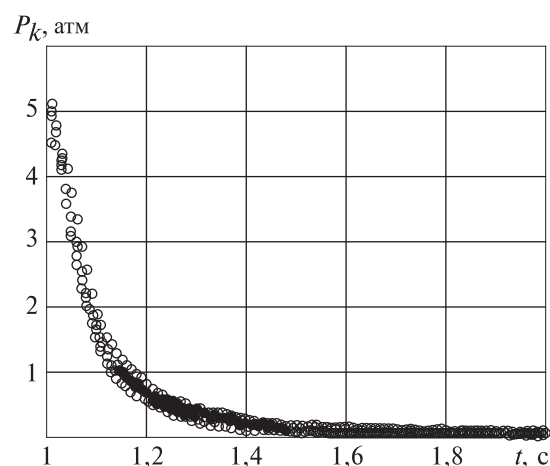


Рис. 9. Спад тяги

Кривые выхода на режим и спада тяги с достаточной степенью точности могут быть описаны двумя степенными функциями вида $y = ax^b$. В результате требуется определить коэффициенты указанных функций, используя методику, изложенную в следующем разделе.

Методика определения коэффициентов аппроксимации по результатам огневых испытаний двигателей. Указанные степенные функции, выбранные в качестве аппроксимирующих зависимостей, позволяют аналитически получить численные значения интеграла, характеризующего площадь под графиком S_1 , согласно рис. 1, т. е.

$$S_1 = \int_0^{t_{p.d.}} at^b dt = \frac{at_{p.d.}^{b+1}}{b+1}, \quad (4)$$

и площадь S_2 , причем в силу свойств степенной функции и характера кривой спада давления интегрирование здесь ведется не от нуля, а от единицы и также определяется аналитическая формула

$$S_2 = \int_1^{t_{пд}+1} a_n t^{b_n} dt = \frac{a_n}{b_n+1} \left[(t_{пд}+1)^{b_n+1} - 1 \right]. \quad (5)$$

Значение времени последействия $t_{пд}$ определяется с учетом свойства степенной функции и для однозначности расчета задается зависимостью от длительности такта T_T и фактического времени работы двигателя $t_{p.d.}$:

$$t_{пд} = T_T - t_{p.d.} \quad (6)$$

Определяются коэффициенты a , b и b_n путем аппроксимации данных огневых испытаний двигателя для различных значений входного давления $p_{вх.т.}$. Коэффициент a_n имеет свой физический смысл, поскольку определяет установившееся значение давления на момент конца работы двигателя и находится аналитически в виде

$$a_n = at_{p.d.}^b \quad (7)$$

Среднее интегральное значение тяги, приведенное на время работы двигателя в текущем такте, с учетом импульса последействия определим как

$$\overline{P_k} = \frac{S_1 + S_2}{t_{p.d.}} \quad (8)$$

Тогда поправочный коэффициент к номинальному значению тяги в циклическом режиме запишем через отношение среднего интегрального значения тяги и установившегося, которое, в свою очередь, определяется уравнением (7). В итоге получим

$$K_P = \frac{\overline{P_k}}{a_n} = \frac{S_1 + S_2}{at_{p.d.}^{b+1}} \quad (9)$$

В результате зависимость для тяги двигателя в циклическом режиме работы при известной фактической длительности открытия клапана примет вид

$$P_f = K_P (Ap_{\text{вх.т}} + B). \quad (10)$$

С учетом заданного такта работы среднюю тягу, создаваемую за это время, запишем в следующей форме:

$$P_{\text{ср}} = K_P (Ap_{\text{вх.т}} + B)t_{\text{р.д}} / T_T = K_d (Ap_{\text{вх.т}} + B) = K_d P_{C_D1}, \quad (11)$$

где $K_d = K_P t_{\text{р.д}} / T_T$ — коэффициент дросселирования двигателя.

Общий вид уравнения для средней тяги ДУ, состоящей из n сонаправленных двигателей, можно записать в виде

$$P_{\text{ср_ДУ}} = \sum_{i=1}^n K_{d_i} P_{C_Di} = \frac{1}{T_T} \sum_{i=1}^n K_{Pi} P_{C_Di} t_{\text{р.ди}}. \quad (12)$$

В результате обработки данных огневых испытаний были получены значения коэффициентов аппроксимации, представленные в табл. 1.

Таблица 1

Коэффициенты аппроксимации

$p_{\text{вх.т}},$ атм	Двигатель D1			Двигатель D2		
	a	b	b_n	a	b	b_n
4	3,197	0,02184	-9,773	3,204	0,0318	-5,376
4,5	3,604	0,02091	-11,62	3,586	0,03013	-5,886
5	3,999	0,02036	-11,28	3,961	0,02814	-6,391
5,5	4,371	0,02169	-12,16	4,340	0,02868	-6,343
6	4,739	0,02142	-11,68	4,732	0,02609	-7,243
6,5	5,099	0,02016	-13,43	5,092	0,02745	-7,111
7	5,488	0,01956	-14,83	5,457	0,0277	-7,253
7,5	5,864	0,01966	-15,23	5,841	0,02583	-7,514
8	6,209	0,02125	-14,45	6,206	0,02497	-7,435

Графически расчетные значения указанных коэффициентов в зависимости от входного давления показаны на рис. 10.

Характер изменения указанных коэффициентов показывает, что их с достаточной степенью точности можно аппроксимировать линейными зависимостями. При этом, как будет показано далее, при оценке точности аппроксимации на практике для каждого двигателя необходимо получить свою зависимость. В результате при линейной аппроксимации значений коэффициентов получены уравнения, представленные в табл. 2. Здесь, наряду с уравнениями для каждого двигателя, указаны и осредненные значения для двух двигателей.

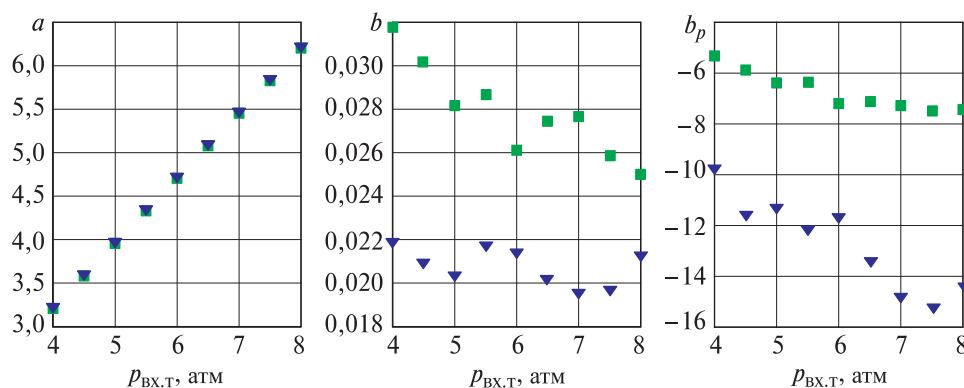


Рис. 10. Коэффициенты аппроксимации:
 ▼ — для двигателя D1; ■ — для двигателя D2

Таблица 2

Расчетные зависимости для коэффициентов аппроксимации

Двигатель	a	b	b_n
D1	$a = 0,7511p_{\text{вх.т}} + 0,2232$	$b = -0,00308p_{\text{вх.т}} + 0,02261$	$b_n = -1,264p_{\text{вх.т}} - 5,135$
D2	$a = 0,7506p_{\text{вх.т}} + 0,2098$	$b = -0,001411p_{\text{вх.т}} + 0,03633$	$b_n = -0,5204p_{\text{вх.т}} - 3,606$
Средние	$a = 0,7509p_{\text{вх.т}} + 0,2165$	$b = -0,000859p_{\text{вх.т}} + 0,02947$	$b_n = -0,8922p_{\text{вх.т}} - 4,371$

Для сравнения на рис. 11 и 12 показаны зависимости, характеризующие точность аппроксимации данных с осциллограмм для каждого режима и соответствующего двигателя (осцил. Д) и расчетных значений тяги, определяемых по осредненным зависимостям (см. табл. 2), средних для двух рассматриваемых двигателей (средн. ДУ), а также ошибка аппроксимации для коэффициентов по каждому двигателю в отдельности (аппрокс. Д).

Исходя из выбранного времени работы двигателя при включении 10 с аппроксимация данных с осциллограмм с использованием степенных функций дает почти нулевую ошибку именно при длительности работы 10 с. Данные по линейной аппроксимации коэффициентов также дают минимальную ошибку в окрестности 10 с. При этом осреднение по двум двигателям дает минимум ошибки для разных времен работы и не рекомендуется для практического использования. Максимум ошибки в районе 2 с работы двигателя обусловлен применением для аппроксимации кривой выхода на режим степенной функции без постоянного коэффициента. Это приводит к тому, что

на время работы $t = 0$ значение тяги, определяемое по зависимостям для коэффициента a (см. табл. 2), не равно нулю. При этом данные зависимости более точно описывают последующий участок работы двигателей.

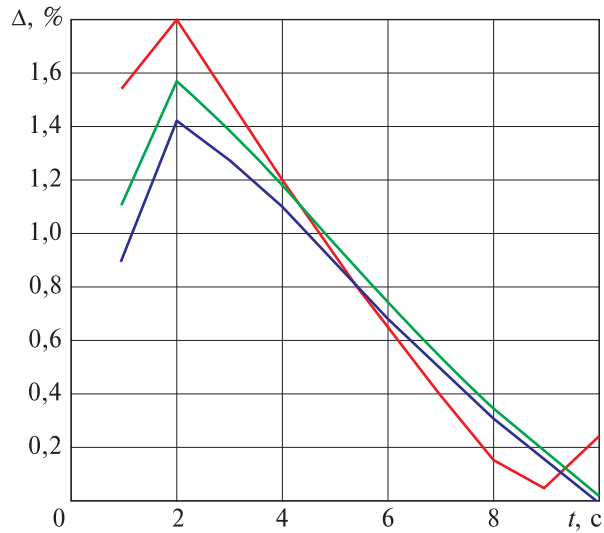


Рис. 11. Точность аппроксимации данных по D1:
— осцил. Д; — средн. ДУ; — аппрокс. Д

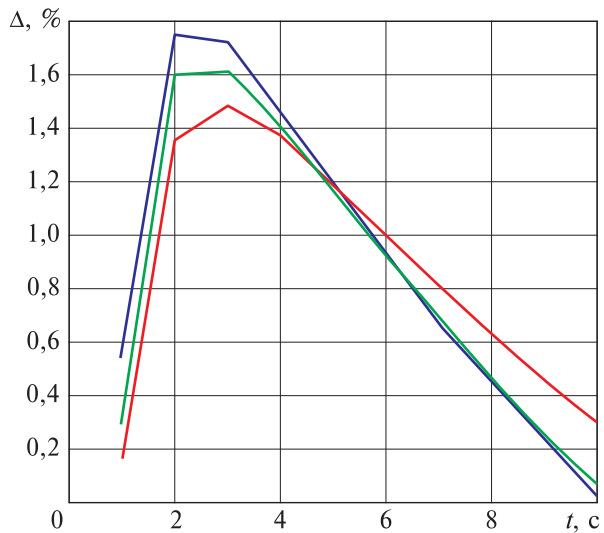


Рис. 12. Точность аппроксимации данных по D2:
— осцил. Д; — средн. ДУ; — аппрокс. Д

В связи с этим также рекомендуется использовать рассмотренный вариант аппроксимации для длительностей работы двигателя порядка 8...12 с. Такт работы двигателя в РТР следует выбирать в интервале

10...15 с. Тогда ошибка аппроксимации не будет превышать 0,5 %. Для меньшего времени работы и выбранных тактов ошибка аппроксимации вырастет, но не превысит 2 %.

Существенным преимуществом рассмотренной математической модели работы двигателя в РТР является удобство его программной реализации для использования в бортовой вычислительной машине КА. По результатам огневых испытаний и обработки данных по каждому двигателю определяются все требуемые коэффициенты аппроксимации. Рассмотренный порядок огневых испытаний двигателей только при циклических включениях требует расхода топлива не более 100 г и может быть проведен на летных образцах двигателей. Внешней входной информацией для расчета тяги двигателя по указанной методике являются всего два параметра. Первый — это такт работы, задаваемый в уставочной информации на проведение маневра. Вторым — это текущее входное давление топлива, которое обычно является телеметрируемым параметром и может быть считано на каждом шаге управления из памяти бортовой вычислительной машины или напрямую с датчика давления. Указанные преимущества, в конечном счете, позволят повысить точность выдачи импульса при коррекции орбиты КА как при длительной работе двигателя, так и близкой к импульсной.

Выводы. 1. Разработанная математическая модель работы двигателя в РТР может быть реализована на борту КА и позволит повысить точность выдачи импульса.

2. Требуемый объем огневых испытаний для получения характеристик работы двигателя в РТР позволяет проводить их на летных образцах двигателей и получать реальные параметры выхода на режим и спад тяги по каждому двигателю.

3. В случае применения блока из нескольких двигателей необходимо получать и использовать в расчетах данные аппроксимации по каждому из них. При этом можно использовать простые, легко интегрируемые функции аппроксимации с минимальным числом коэффициентов, подлежащих определению.

4. Для расчета фактической тяги двигателя в РТР алгоритму требуется всего два входных параметра, которые можно получать в реальном времени, используя датчиковую аппаратуру на борту КА.

5. Применение рассмотренной математической модели для РТР двигателя позволяет существенно повысить точность выдачи импульса как при длительной работе двигателя, так и близкой к импульсной.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бешенев Ю.А., Булдашев С.А., Долгих Г.А., Казанкин Ф.А., Киселева И.Б., Ларин Е.Г., Муркин В.А., Семкин Е.В. Параметрический ряд ЖРДМТ на штатных компонентах топлива разработки ФГУП «НИИмаш». *Сб. мате-*

- риалов конф. «Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных исследований». Химки, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2015, с. 273–278.
- [2] Мурашко В.М., Козубский К.Н., Вертаков Н.М., Корякин А.И. О научно-техническом сотрудничестве НПО им. С.А. Лавочкина и ОКБ «Факел». К 50-летию юбилею космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2015, № 3 (29), с. 32–36.
- [3] Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Управление многосопловой двигательной установкой космического аппарата с ограничением накопления кинетического момента. *Сб. материалов конф. «Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных исследований»*. Химки, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2015, с. 316–322.
- [4] Гавриленко Т.С., Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Пат. № 2610793 Российская Федерация. МПК В64G 1/26. *Способ управления космическим аппаратом, снабженным многосопловой двигательной установкой*. Заявитель и патентообладатель ФГУП ЦНИИХМ. — № 2016100592/11; заявл. 13.01.2016; опубл. 15.02.2017. Бюл. № 5, 18 с.
- [5] Воробьев А. Разработка перспективных ЖРД малых и сверхмалых тяг в составе объединенной двигательной установки космических аппаратов. *Инженер*, 2010, № 2, с. 28–29.
- [6] Рыжков В.В., Ивашин Ю.С., Ивашин А.Ю., Петрунин Э.Ю. Автоматизированная система управления и информационного обеспечения исследований жидкостных ракетных двигателей малой тяги. *Вестник СГАУ. Проблемы и перспективы развития двигателестроения*, 2003, ч. 2, с. 39–44.
- [7] Гаспаров М.С., Крючков А.Н., Прокофьев А.Б., Шахматов Е.В. *Динамические измерения и обработка экспериментальных данных при испытаниях гидросистем*. Самара, Изд-во СГАУ, 2006, 127 с.
- [8] Агеенко Ю.И. Исследование параметров смесеобразования в жидкостных ракетных двигателях малой тяги со струйно-центробежной системой смешения компонентов топлива на стенке камеры сгорания. *Космонавтика и ракетостроение*, 2009, № 4 (57), с. 170–176.
- [9] Воробьев А.Г. Математическая модель теплового состояния ЖРД МТ. *Вестник МАИ*, 2007, т. 4, № 4, с. 42–49.
- [10] Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Лизуневич М.М., Сокол С.А., Гуркин Н.К., Казеннов И.С. Модернизация испытательного огневого стенда для исследования рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малых тяг на экологически чистых компонентах топлива. *Вестник МАИ*, 2010, т. 17, № 1, с. 97–100.
- [11] Беляев Е.Н., Чванов В.К., Черваков В.В. *Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Изд-во МАИ, 1999.
- [12] Барботько Л.Н., Мартиросов Д.С. Коррекция математической модели ЖРД по результатам огневого испытания для задач диагностики. *Труды НПО «Энергомаш»*, 2003, № 21, с. 91–104.
- [13] Буканов В.Т., Каменский С.С., Мартиросов Д.С. Применение расчетно-экспериментальной модели для прогноза параметров рабочих процессов ЖРД в цикле повторных огневых испытаний. *Труды НПО «Энергомаш»*, 2015, № 32 (1), с. 91–99.
- [14] Паргола И.С. Развитие средств математического моделирования двигательных установок ракет космического назначения. *Труды МАИ*, 2011, № 46, с. 17–21.
- [15] Bruno C., Accettura A.G., ed. *Advanced Propulsion Systems and Technologies, Today to 2020*. Vol. 223: *Progress in Astronautics and Aeronautics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia, 2008, 489 p.

- [16] Huzel D.K. *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia, 1992, vol. 147, 431 p.
- [17] Ягодников Д.А., Ирьянов Н.Я. *Ракетные двигательные установки. Термины и определения*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012, 87 с.
- [18] *ГОСТ Р 53374–2009. Двигатели ракетные жидкостные. Общие требования к изготовлению и контролю качества при поставках в эксплуатацию*. Москва, Стандартинформ, 2009, 27 с.
- [19] *ГОСТ Р 56099–2014. Двигатели ракетные жидкостные. Методика утяжеленных испытаний*. Москва, Стандартинформ, 2014, 23 с.

Статья поступила в редакцию 07.11.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Улыбышев С.Ю. Математическая модель для режима тактовой работы жидкостного ракетного двигателя космического аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 10. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-10-1813>

Улыбышев Сергей Юрьевич — канд. техн. наук, начальник лаборатории ФГУП ЦНИИХМ. Область научных интересов: расчет траекторий выведения космических аппаратов, динамика движения пилотируемых возвращаемых аппаратов при возникновении аварийных ситуаций, разработка алгоритмов управления двигательных установок для высокоточного маневрирования космических аппаратов, а также проектирование спутниковых систем непрерывного и периодического обзора. Автор более 20 научных работ. e-mail: wardoc5@rambler.ru

Mathematical simulation of the cyclic mode of operation for a liquid propellant spacecraft rocket engine

© S.Yu. Ulybyshev

Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics,
Moscow, 115487, Russia

The paper describes a mathematical model concerning operation of a monopropellant rocket engine used in its cyclic mode of operation that takes into account the stages of the engine entering the steady-state operation mode and thrust decay. We present required test firing procedure and results for two test engine samples enabling us to obtain their cyclic mode operation characteristics. We describe the steps to derive approximation factors for test firing data so that an autonomous computation routine may be implemented on board, calculating engine thrust and specific impulse as functions of current fuel pressure in the tank and work cycle duration. We estimated the accuracy of data approximation and stated the guidelines for how to obtain and use test firing data and determine how much data is required in order to ensure highly accurate spacecraft manoeuvring both for continuous-duty and pulse-like engine operation modes.

Keywords: spacecraft, rocket engine, mathematical simulation, cyclic mode of operation, rocket engine test firing, approximation factors, steady-state mode onset, thrust decay

REFERENCES

- [1] Beshenev Yu.A., Buldashev S.A., Dolgikh G.A., Kazankin F.A., Kiseleva I.B., Larin E.G., Murkin V.A., Semkin E.V. Parametricheskii ryad ZhRDMT na shtatnykh komponentakh topliva razrabotki FGUP NIIMASh [Parameter range of liquid propellant rocket engines using regular fuel components developed by Research and Development Institute of Mechanical Engineering JSC]. *Sb. materialov konf. Aktualnye voprosy proektirovaniya avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamentalnykh i prikladnykh issledovaniy* [Proc. of the Conference on Topical issues of automated spacecraft design for theoretical and applied research]. Khimki, Lavochkin Research and Production Association Publ., 2015, pp. 273–278.
- [2] Murashko V.M., Kozubskiy K.N., Vertakov N.M., Koryakin A.I. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina — Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina (Herald of the Lavochkin Research and Production Association)*, 2015, no. 3 (29), pp. 32–36.
- [3] Glushkov A.V., Ulybyshev S.Yu. Upravlenie mnogosplovooy dvigatelnoy ustanovkoy kosmicheskogo apparata s ogranicheniem nakopleniya kineticheskogo momenta [Controlling a multi-nozzle spacecraft engine system featuring limited angular momentum accumulation]. *Sb. materialov konf. Aktualnye voprosy proektirovaniya avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamentalnykh i prikladnykh issledovaniy* [Proc. of the Conference on Topical issues of automated spacecraft design for theoretical and applied research]. Khimki, Lavochkin Research and Production Association Publ., 2015, pp. 316–322.
- [4] Gavrilenko T.S., Glushkov A.V., Ulybyshev S.Yu. Patent RU2610793, IPC B64G 1/26. *Sposob upravleniya kosmicheskim apparatom, snabzhennym mnogosplovooy dvigatelnoy ustanovkoy* [Guidance method for spacecraft equipped with a multi-nozzle engine system]. Patent applicant and owner: Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics. No. 2016100592/11; applied January 13, 2016; published February 15, 2017. Bul. no. 5, 18 p.

- [5] Vorobev A. *Inzhener (Engineer)*, 2010, no. 2, pp. 28–29.
- [6] Ryzhkov V.V., Ivashin Yu.S., Ivashin A.Yu., Petrunin E.Yu. Avtomatizirovannaya sistema upravleniya i informatsionnogo obespecheniya issledovaniy zhidkostnykh raketnykh dvigateley maloy tyagi [Automatic control and information support system for investigating low-thrust liquid propellant rocket engines]. *Materialy dokladov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya* [Proc. of the International Scientific and Engineering Conference on Problems and prospects of rocket engine development]. Vol. 2. Korolev Samara State Aerospace University Publ., 2003, pp. 38–44.
- [7] Gasparov M.S., Kryuchkov A.N., Prokofev A.B., Shakhmatov E.V. *Dinamicheskie izmereniya i obrabotka eksperimentalnykh dannykh pri ispytaniyakh gidrosistem* [Dynamic measurements and experimental data processing during hydraulic system testing]. Samara, Korolev Samara State Aerospace University Publ., 2006, 127 p.
- [8] Ageenko Yu.I. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2009, no. 4 (57), pp. 170–176.
- [9] Vorobev A.G. “*Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*” *Journal (Bulletin of Moscow Aviation Institute)*, 2007, vol. 4, no. 4, pp. 42–49.
- [10] Vorobev A.G., Borovik I.N., Lizunevich M.M., Sokol S.A., Gurkin N.K., Kazennov I.S. “*Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*” *Journal (Bulletin of Moscow Aviation Institute)*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 97–100.
- [11] Belyaev E.N., Chvanov V.K., Chervakov V.V. *Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsessa zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Mathematical simulation of liquid rocket engine work cycles]. Moscow, MAI Publ., 1999.
- [12] Barbotko L.N., Martirosov D.S. Korrektsiya matematicheskoy modeli ZhRD po rezultatam ogneвого ispytaniya dlya zadach diagnostiki [Correcting a mathematical model describing a liquid propellant rocket engine based on test firing results for solving diagnostics problems]. *Trudy NPO «Energomash»* [Proc. of NPO Energomash named after Academician V.P. Glushko]. 2003, no. 21, pp. 91–104.
- [13] Bukanov V.T., Kamenskiy S.S., Martirosov D.S. Primenenie raschetno-eksperimentalnoy modeli dlya prognoza parametrov rabochnykh protsessov ZhRD v tsikle povtornykh ognevnykh ispytaniy [Using a combined computational and experimental model to predict liquid propellant rocket engine work cycle parameters in the repeated test firing cycle]. *Trudy NPO «Energomash»* [Proc. of NPO Energomash named after Academician V.P. Glushko]. 2015, no. 32 (1), pp. 91–99.
- [14] Partola I.S. *Journal «Trudy MAI»* (Proc. of Moscow Aviation Institute), 2011, no. 46, pp. 17–21.
- [15] *Advanced Propulsion Systems and Technologies, Today to 2020*. Bruno C., Accettura A.G., eds. Vol. 223: *Progress in Astronautics and Aeronautics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia, 2008, 489 p.
- [16] Huzel D.K. *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia, 1992, vol. 147, 431 pp.
- [17] Yagodnikov D.A., Iryanov N.Ya. *Raketnye dvigatelnye ustanovki. Terminy i opredeleniya* [Rocket engines. Terms and definitions]. Moscow, BMSTU Publ., 2012, 87 p.
- [18] GOST R 53374—2009. *Dvigateli raketnye zhidkostnye. Obshchie trebovaniya k izgotovleniyu i kontrolyu kachestva pri postavkakh v ekspluatatsiyu* [State

Standard R 53374—2009. Liquid propellant rocket engines. General technical requirements for production and quality inspection during supply for use]. Moscow, Standartinform Publ., 2009, 27 p.

- [19] *GOST R 56099—2014. Dvigateli raketnye zhidkostnye. Metodika utyazhelenykh ispytaniy* [State Standard R 56099-2014. Liquid propellant rocket engines. Forced test methods]. Moscow, Standartinform Publ., 2014, 23 p.

Ulybyshev S.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Head of Laboratory, Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics. Author of over 20 scientific publications. Specialises in calculating spacecraft orbit insertion trajectories, motion dynamics of manned re-entry vehicles in the case of an emergency, developing engine control algorithms for highly accurate spacecraft maneuvering, and designing satellite systems for continuous and intermittent surveying. e-mail: wardoc5@rambler.ru