

АЛГОРИТМ РЕГУЛИРОВАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ КОНТРОЛЬНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ИСПЫТАНИЯ

Каменский С.С.

*Научно-производственное объединение «Энергомаш им. академика В.П. Глушко»,
ул. Бурденко, 1, Химки, 141400, Россия
e-mail: sskam2009@yandex.ru*

Предложены метод и алгоритм регулирования двухкомпонентного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), адекватные в широком диапазоне режимов работы и условий на входе в двигатель. Функциональные связи параметров, определяющих предложенный алгоритм регулирования такого ЖРД, обоснованы анализом структуры его математической модели. Результаты подтверждены представительной выборкой экспериментальных данных, полученных при огневых испытаниях.

Ключевые слова: ЖРД, алгоритм регулирования, расчетно-экспериментальная модель, математическое моделирование, аппроксимация расчетных данных.

Введение

Управлением ЖРД традиционно называется совокупность всех операций по его запуску, выключению и поддержанию или изменению его режима по требуемой программе [1, 2].

Когда задачи управления сужаются и сводятся только к поддержанию заданного режима работы или к выполнению определенного изменения показателя режима, управление называют регулированием.

В современных системах регулирования ЖРД используют ЭВМ, которые по специальному алгоритму сравнивают текущее и заданное значения регулируемого или контролируемого параметра и выдают соответствующие команды на тот или иной исполнительный регулирующий орган.

При работе двигателя в составе ракеты-носителя (РН) система регулирования двигателем должна обеспечивать задаваемые РН уровень режима по тяге R и по соотношению компонентов топлива K_m путем формирования команд на агрегаты регулирования (регулятор и дроссель).

Для этого в полете используется алгоритм регулирования, содержащий зависимости положений приводов агрегатов регулирования от требуемых R и K_m полетных условий на входе в двигатель.

Такой алгоритм должен обеспечивать обоснованное получение результатов с точностью, допустимой техническим заданием, и быть адекватным в широком диапазоне изменений значений тяги, со-

отношения компонентов топлива и внешних условий.

В настоящее время для определения алгоритма регулирования двухкомпонентных ЖРД, работающих по схеме с дожиганием в камере окислительного генераторного газа, используются методы, изложенные в [3].

Накопленная положительная статистика использования алгоритмов регулирования, определенных по результатам контрольно-технологических испытаний (КТИ) методами [3] при эксплуатации двигателей в составе РН, убедительно свидетельствует об их эффективности, однако они методически и физически громоздки и требуют для их использования и распространения на модернизируемые или новые двигатели экспертного сопровождения специалистами высокой квалификации.

Показанная в работе возможность физически обоснованного формально-математического описания зависимостей положений приводов агрегатов регулирования от R , K_m и условий на входе и развитие процедур математического моделирования путем коррекции модели по результатам огневого испытания [4] позволяют предложить подходы, не менее адекватные по результатам, но лишённые указанных недостатков.

В [5–7] представлены алгоритмы и свойства расчетно-экспериментальной модели (РЭМ) ЖРД — модели, скорректированной по результатам огневого испытания с циклограммой КТИ. Показа-

но, что такая модель, отражающая индивидуальные особенности конкретного экземпляра двигателя, обладает свойствами достоверного прогнозирования значений параметров его рабочих процессов в условиях, значительно выходящих за диапазоны изменений параметров при КТИ как по R и K_m , так и по условиям на входе.

Зависимости положений приводов агрегатов регулирования от R , K_m и полетных условий на входе в двигатель представляются функциями шести указанных переменных. Предложена следующая процедура их определения:

- по результатам КТИ формируется РЭМ конкретного экземпляра двигателя;
- определяются расчетные точки по шести переменным в диапазонах эксплуатации двигателя;
- в расчетных точках по РЭМ производятся расчеты положений приводов регулятора и дросселя горючего;
- полученные данные аппроксимируются полиномами заданного типа.

Результаты каждого этапа работы подтверждаются экспериментальными данными, полученными при огневых испытаниях типичного однокамерного ЖРД производства АО «НПО Энергомаш».

1. Постановка задачи определения алгоритма регулирования двухкомпонентного ЖРД, работающего по схеме с дожиганием в камере окислительного генераторного газа

Для управления двигателем в составе ракеты-носителя необходим алгоритм регулирования, содержащий зависимости положений приводов регулятора расхода и дросселя горючего от задаваемых ракетой-носителем уровня режима по тяге R , соотношения компонентов топлива K_m и полетных условий на входе в двигатель.

Анализ вида и содержания таких зависимостей удобно провести на примере рассмотрения структуры математической модели ЖРД.

Под математической моделью ЖРД в самом общем случае будем понимать систему уравнений, описывающую взаимосвязь параметров рабочих процессов (давлений, расходов, температур, оборотов турбонасосных агрегатов и т.п.) на основе фундаментальных физических законов — законов сохранения энергии, массы и импульса.

Например, в большинстве приложений математическая модель ЖРД — это система алгебраических и (или) дифференциальных уравнений, описывающих стационарные (статические) и (или) переходные (динамические) процессы в гидравлических и газовых магистралях, клапанах, турбонасосных

агрегатах, газогенераторах, камерах, регуляторах и т.п.

В такой модели могут быть использованы эмпирические данные, характеризующие параметры рабочих тел, данные автономных испытаний отдельных агрегатов и др.

В дальнейшем под математической моделью ЖРД будем понимать математическую модель стационарных рабочих процессов.

В самом общем виде математическая модель ЖРД — система m уравнений

$$f_i(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0, \quad i = 1, 2, \dots, m, \quad (1)$$

описывающих взаимосвязь n неизвестных переменных

$$x_1, x_2, \dots, x_n. \quad (2)$$

В самом общем виде число неизвестных переменных (2) всегда больше числа уравнений (1), так как в неизвестных обязательно содержатся такие, которые отражают сопряжение двигателя с топливными магистралями, системой управления и системой измерения на огневом стенде или в составе ракеты.

Например, математическая модель двухкомпонентного ЖРД, работающего по схеме с дожиганием в камере окислительного генераторного газа и регулируемого по тяге и соотношению компонентов топлива, может быть представлена следующей упрощенной, без потери физического смысла, системой уравнений в символьном виде:

- 1) $f_1(P, p_k, G_{ок}, G_2) = 0$ — тяга двигателя; (3)
- 2) $f_2(p_k, G_{ок}, G_2) = 0$ — давление в камере сгорания;
- 3) $f_3(K_T, G_{ок}, G_2) = 0$ — соотношение компонентов топлива;
- 4) $f_4(p_k, G_{ок}, p_{ок\text{вх}}, T_{ок\text{вх}}) = 0$ — тракт окислителя;
- 5) $f_5(p_k, G_2, G_{2\text{pp}}, G_{2\text{др}}, p_{г\text{вх}}, T_{2\text{вх}}) = 0$ — тракт горючего;
- 6) $f_6(G_{г\text{pp}}, \alpha_{\text{pp}}, G_{2\text{др}}, T_{г\text{вх}}) = 0$ — расход горючего через регулятор тяги;
- 7) $f_7(G_{2\text{др}}, \alpha_{\text{др}}, T_{г\text{вх}}) = 0$ — расход горючего через дроссель.

Здесь неизвестными являются P , K_T , p_k , $p_{ок\text{вх}}$, $p_{г\text{вх}}$ — тяга, соотношение компонентов и давления в камере сгорания и на входе в двигатель; $G_{ок}$, G_2 , $G_{2\text{pp}}$,

$G_{2\text{ др}}$ — расходы окислителя и горючего в камеру, газогенератор и дроссель; $T_{\text{ок вх}}, T_{\text{г вх}}$ — температуры окислителя и горючего на входе в двигатель; $\alpha_{\text{рр}}, \alpha_{\text{др}}$ — положения приводов регулятора расхода компонента в газогенератор и дросселя горючего на входе в камеру сгорания.

Из (3) видно, что система уравнений такой математической модели содержит 7 уравнений и 13 неизвестных и для её решение необходимо задать

чем условия проведения испытаний значительно различались как по уровню достигаемых значений тяги и соотношения компонентов топлива в камере сгорания, так и по температурам и давлениям компонентов топлива на входе в двигатель.

По совокупности данных всех семи испытаний (в сумме 84 выбранных режимов) можно определить диапазоны изменений условий всех семи испытаний, приведенные в табл. 1.

Таблица 1

Диапазоны изменений условий проведения совокупности огневых испытаний

	$R = P / P_{\text{ном}}$	K_T	$T_{\text{ок вх}}$	$T_{\text{г вх}}$	$P_{\text{ок вх}}$	$P_{\text{г вх}}$
Мин	0,531	2,535	-182,843	1,609	2,971	1,500
Макс	1,060	2,970	-176,761	15,618	8,316	4,375

значения 6 неизвестных — замыкающих параметров. Каких именно — определяется постановкой задачи.

В рассматриваемой задаче для замыкания системы уравнений используются известные значения тяги, соотношения компонентов, а также температур и давлений компонентов на входе в двигатель. Тогда зависимости, определяющие алгоритм регулирования двухкомпонентного ЖРД, можно представить в самом общем виде как

$$\alpha_{\text{рр}}, \alpha_{\text{др}} = F_{1,2}(R, K_T, T_{\text{ок вх}}, T_{\text{г вх}}, P_{\text{ок вх}}, P_{\text{г вх}}), \quad (4)$$

где $R = \frac{P}{P_{\text{ном}}}$.

В данной работе функциональная зависимость (4) аппроксимируется полиномами вида

$$\begin{aligned} &\alpha_{\text{рр}}, \alpha_{\text{др}} = \\ &= a_1 + \sum_{i=2}^{i=7} a_i x_{i-1} + \sum_{i=8}^{i=13} a_i x_{i-7}^2 + \sum_{i=14}^{i=28} a_i [x_j x_k]_{i-13}, \end{aligned} \quad (5)$$

где произведения $x_j x_k$ — всевозможные неповторяющиеся пары переменных. Число таких пар, очевидно, равно $C_6^2 = 15$.

Отметим, что выбранный вид полиномов (5) аналогичен используемым в [8] для описания функциональных связей параметров рабочих процессов в ЖРД.

2. Обработка экспериментальных данных огневых испытаний ЖРД с целью определения алгоритма регулирования как функции шести переменных

Однокамерный ЖРД производства АО «НПО Энергомаш» прошел семь огневых испытаний, при-

чем условия проведения испытаний значительно различались как по уровню достигаемых значений тяги и соотношения компонентов топлива в камере сгорания, так и по температурам и давлениям компонентов топлива на входе в двигатель. По совокупности данных всех семи испытаний (в сумме 84 выбранных режимов) можно определить диапазоны изменений условий всех семи испытаний, приведенные в табл. 1.

В предыдущем разделе в результате анализа структуры стандартной математической модели двухкомпонентного ЖРД, работающего по схеме с дожиганием в камере окислительного генераторного газа и регулируемого по тяге и соотношению компонентов топлива, было показано, что зависимости положений приводов агрегатов регулирования однозначно определяются как функции шести параметров — уровня тяги R , соотношения компонентов топлива K_T , а также температур и давлений двух компонентов на входе в двигатель (4).

Проверка адекватности такого представления проводилась путем анализа экспериментальных данных всех семи испытаний в совокупности и состояла в аппроксимации экспериментально полученных положений приводов агрегатов регулирования полиномами (5) как функций экспериментальных значений шести определенных выше переменных.

3. Применение РЭМ для определения алгоритма регулирования ЖРД по результатам его КТИ

Расчеты показывают, что методом наименьших квадратов достигаются удовлетворительные результаты аппроксимаций — аппроксимация положения привода регулятора имеет диапазон отклонения по совокупности экспериментальных 84 точек от -2 до +1 единицы его измерения, аппроксимация положения привода дросселя имеет диапазон отклонения по совокупности экспериментальных 84 точек от -2 до +2 единиц его измерения.

Ранее, на основе анализа представительной выборки экспериментальных данных огневых испытаний однокамерного ЖРД, было подтверждено, что зависимости, определяющие алгоритм регулирования, однозначно определяются как функ-

ции шести параметров — уровня тяги R , соотношения компонентов топлива K_m , а также температур и давлений двух компонентов на входе в двигатель (4) — и успешно аппроксимируются полиномами вида (5).

Однако по понятным причинам проведение огневого испытания ЖРД на 84 режимах с варьированием режимов и условий на входе в двигатель, даже с целью определения алгоритма регулирования, невозможно.

Циклограмма контрольно-технологического испытания рассматриваемого типа ЖРД предполагает получение экспериментальных данных на 20-ти значимых режимах, отличающихся варьированием R и K_m при неизменных условиях на входе в двигатель, и после такого испытания двигатель поступает для установки на РН.

Использование свойств РЭМ позволяет предложить метод и процедуру определения алгоритма регулирования двигателя по результатам его КТИ:

1) по результатам КТИ данного экземпляра двигателя определяется «портрет» двигателя — параметры коррекции исходной математической модели предварительно, до КТИ, уточненной характеристиками автономных испытаний отдельных агрегатов;

2) формируется РЭМ — инструмент, позволяющий в дальнейшем проводить достоверные прогнозные расчеты в широких диапазонах параметров расчетов, включающих условия КТИ;

3) согласно эксплуатационным диапазонам двигателя определяются диапазоны изменений шести расчетных параметров с целью формирования расчетных точек. В расчетных точках по РЭМ вычисляются положения приводов агрегатов регулирования;

4) в результате получена расчетная имитация многорежимного огневого испытания, режимы которого отличаются варьированием шести параметров — R , K_m и условий на входе — два 6-мерных массива данных для положений приводов агрегатов регулирования;

5) данные каждого массива аппроксимируются полиномами вида (5). Полученные полиномы принимаются как алгоритм регулирования данного экземпляра двигателя и используются при его эксплуатации в составе РН.

Для данного экземпляра однокамерного ЖРД по данным его огневого КТИ была сформирована РЭМ; в диапазонах табл. 1 определены расчетные точки по шести переменным (около 1 500 расчетных точек), во всех расчетных точках проведены расчеты положений приводов агрегатов регулиро-

вания и аппроксимация результатов расчетов полиномами (5).

Адекватность полученного алгоритма регулирования оценивалась по исходным экспериментальным данным всех семи испытаний — в условиях каждого из 84 выбранных режимов по полученным зависимостям рассчитывались положения приводов агрегатов регулирования и сравнивались с полученными на испытании.

Расчеты показывают, что достигаются удовлетворительные результаты — расчеты положения привода регулятора имеют диапазон отклонения по совокупности экспериментальных 84 точек от -3 до $+2$ единицы его измерения, расчеты положения привода дросселя имеют диапазон отклонения по совокупности экспериментальных 84 точек от -5 до $+8$ единиц его измерения.

Оценку эффективности аппроксимации положений приводов агрегатов регулирования с инженерной точки зрения необходимо проводить не в отклонениях их расчетных значений от имеющихся экспериментально, а в тех отклонениях R и K_m , к которым приводит отклонение расчетных положений регулятора и дросселя соответственно от экспериментальных:

$$\Delta R = \frac{\alpha_{pp\text{расч}} - \alpha_{pp\text{эксп}}}{\partial \alpha_{pp} / \partial K_T},$$

где $\alpha_{pp} = F_1(R, K_T, T_{ок\text{вх}}, T_{г\text{вх}}, p_{ок\text{вх}}, p_{г\text{вх}})$;

$$\Delta K_T = \frac{\alpha_{др\text{расч}} - \alpha_{др\text{эксп}}}{\partial \alpha_{др} / \partial K_T},$$

где $\alpha_{др} = F_2(R, K_T, T_{ок\text{вх}}, T_{г\text{вх}}, p_{ок\text{вх}}, p_{г\text{вх}})$.

Такие отклонения можно рассчитать, имея расчет коэффициентов соответствующих аппроксимирующих полиномов, причем очевидно, что получающиеся производные также являются функциями рассматриваемых шести входных параметров и индивидуальны для каждого из 84 режимов совокупности экспериментальных данных.

В окончательном виде результаты аппроксимации расчетных данных как функций вида (4) полиномами вида (5) с точки зрения оценки близости их к экспериментальным данным приведены в табл. 2.

Выводы

1. Анализ математической модели двухкомпонентного ЖРД, работающего по схеме с дожиганием в камере окислительного генераторного газа и регулируемого по тяге и соотношению компонентов топлива, показал, что алгоритм регулирования

Таблица 2

Диапазоны отклонений R и K_T , к которым приводит отклонение положений регулятора и дросселя, определенных по алгоритму регулирования на основе РЭМ, от их экспериментальных значений

	$\Delta R, \%$ (по соответствующему $\Delta\alpha_{pp}$)	$\Delta K_T, \%$ (по соответствующему $\Delta\alpha_{др}$)
Мин	-1,07%	-2,02%
Макс	1,22%	2,16%

однозначно определяется как функция шести параметров — уровня тяги R , соотношения компонентов топлива K_T , а также температур и давлений двух компонентов на входе в двигатель.

Достоверность такого представления успешно подтверждена аппроксимацией экспериментально полученных положений приводов агрегатов регулирования как функций экспериментальных значений шести указанных переменных по данным семи огневых испытаний однокамерного ЖРД, определенными в широком диапазоне изменений всех шести параметров.

Аппроксимация экспериментальных значений положения привода регулятора имеет диапазон отклонения по совокупности экспериментальных 84 точек от -2 до $+1$ единиц его измерения, аппроксимация положения привода дросселя имеет диапазон отклонения по той же совокупности от -2 до $+2$ единиц его измерения.

2. Предложен расчетный метод определения алгоритма регулирования ЖРД, использующий аппроксимацию результатов расчетов по РЭМ как функций шести параметров.

Адекватность полученного алгоритма регулирования ЖРД подтверждена сравнением полученных по алгоритму величин положений приводов агрегатов регулирования с их экспериментальными значениями по данным тех же семи огневых испытаний однокамерного ЖРД.

Расчеты по полученному алгоритму положения привода регулятора имеют диапазон отклонения по совокупности экспериментальных 84 точек от -3 до $+2$ единиц его измерения, расчеты положения привода дросселя имеют диапазон отклонения по той же совокупности от -5 до $+8$ единиц его измерения, что соответствует диапазонам отклонения режима ΔR от $-1,07\%$ до $1,22\%$ и ΔK_m от $-2,02\%$ до $2,16\%$.

Библиографический список

1. *Бабкин А.И., Белов С.И., Рutowский Н.Б., Соловьев Е.В.* Основы теории автоматического управления ракетными двигательными установками. — М.: Машиностроение, 1986. — 456 с.
2. *Гликман Б.Ф.* Теория автоматического регулирования жидкостными ракетными двигателями. 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1989. — 296 с.
3. *Колбасенков А.И., Кравченко Л.Я., Семенов В.И., Стороженко И.Г., Челькис Ф.Ю., Черных В.И.* Методика настройки двигателя в процессе огневых испытаний, обеспечивающая его работу в полете в широком диапазоне тяги, температур компонентов топлива и плотности используемого горючего // Труды НПО Энергомаш. 2002. № 20. С. 276-286.
4. *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.
5. *Мартиросов Д.С.* Диагностирование сложных технических систем на основе математических моделей и измеряемых параметров методом структурного исключения. — М.: Изд-во МАИ, 1998. — 49 с.
6. *Коломенцев А.И., Мартиросов Д.С.* Методы функциональной диагностики ДЛА. — М.: Изд-во МАИ, 2000. — 36 с.
7. *Буканов В.Т., Каменский С.С., Мартиросов Д.С.* Применение расчетно-экспериментальной модели для прогноза параметров рабочих процессов ЖРД в цикле повторных испытаний // Труды НПО Энергомаш. 2015. № 32. С. 91-99.
8. *Каменский С.С., Мартиросов Д.С., Коломенцев А.И.* Применение методов теории подобия для анализа стационарных рабочих процессов жидкостных ракетных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 32-37.

LPRE CONTROL ALGORITHM BASED ON COMPUTATIONAL-EXPERIMENTAL MATHEMATICAL MODEL USING CHECK AND PROOF TEST RESULTS

Kamenskii S.S.

Scientific-production Association
"Energomash named after academician V.P.Glushko",
1, Burdenko str., Khimki, 141400, Russia
e-mail: sskam2009@yandex.ru

Abstract

The purpose of this work consisted in determining the type and functional content of the dependencies, constituting the two-component LPRE control algorithm and obtaining formal description of these dependencies for further use of this algorithm while implementing the engine as a part of a launcher during the flight.

It is shown that the task of maintaining the specified for flight conditions engine thrust level values R and mixture components ratio K_m are clearly described by specifying functions of regulator assembly drives position in relation to the six parameters: R , K_m and four conditions at the engine inlet (temperature and fuel components pressure).

This conclusion was drawn by analyzing the structure and functional dependencies of LPRE mathematical model. It was successfully proved by determining such dependencies using adequate fire tests results of a given single-chamber LPRE approximation.

To determine control algorithm for LPRE, undergone hot testing, the author suggested implementation of computational-experimental model (CEM), formed according to the results of this engine hot testing.

The properties of such model allow carrying out reliable forecast computations of the engine operating procedures parameters in a wide range of the six parameters under consideration, namely operating modes and ambient conditions.

The final form of control algorithm represents a polynomial, approximating computation results based on CEM, carried out over six-dimensional array of computed points, defined within the required engine operation range.

The adequacy of the proposed approach to the control algorithm formulation in the wide range of all six parameters is validated by comparing the values obtained by approximation with experimental data of a given single-chamber LPRE.

Keywords: LPRE, control algorithm, calculation-experimental model, mathematical modeling, computed data approximation.

References

1. Babkin A.I., Belov S.I., Rutovskii N.B., Solov'ev E.V. *Osnovy teorii avtomaticheskogo upravleniya raketnymi dvigatel'nymi ustanovkami* (Fundamentals of rocket propulsion units automatic control theory), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 456 p.
2. Glikman B.F. *Teoriya avtomaticheskogo regulirovaniya zhidkostnymi raketnymi dvigatelyami* (Theory of liquid rocket engines automatic control), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 296 p.
3. Kolbasenkov A.I., Kravchenko L.Ya., Semenov V.I., Storozhenko I.G., Chel'kis F.Yu., Chernykh V.I. *Trudy NPO Energomash. Sbornik statei*, Moscow, 2002, vol. 20, pp. 276-286.
4. Barbot'ko L.N., Martirosov D.S. *Trudy NPO Energomash. Sbornik statei*, Moscow, 2003, vol. 21, pp. 91-104.
5. Martirosov D.S. *Diagnostirovanie slozhnykh tekhnicheskikh sistem na osnove matematicheskikh modelei i izmeryaemykh parametrov metodom strukturnogo isklyucheniya* (Diagnosis of complex technical systems based of mathematical models and measured parameters by the method of structural exclusion), Moscow, MAI, 1998, 49 p.
6. Kolomentsev A.I., Martirosov D.S. *Metody funktsional'noi diagnostiki DLA* (Methods of DLA functional diagnostics), Moscow, MAI, 2000, 36 p.
7. Bukanov V.T., Kamenskii S.S., Martirosov D.S. *Trudy NPO Energomash. Sbornik statei*, Moscow, 2015, vol. 32, pp. 91-99.
8. Kamenskii S.S., Martirosov D.S., Kolomentsev A.I. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 32-37.