

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕГУЛЯТОРА РАСХОДА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ВО ВРЕМЕННОЙ И ЧАСТОТНОЙ ОБЛАСТЯХ

Аунг К.М. *, Коломенцев А.И. **, Мартиросов Д.С. ***

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,
Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия*

** e-mail: aungkhinemyint22@gmail.com*

*** e-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru*

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

Статья поступила в редакцию 08.02.2021

Представлена система уравнений динамической и статической математических моделей регулятора расхода компонента топлива в газогенератор жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), описывающая процессы с сосредоточенными параметрами. Получены типичные настроечная и нагрузочная характеристики регулятора, амплитудно- и фазочастотные характеристики для случаев возмущений по углу привода дроссельной части регулятора и перепаду давления при реакции по расходу. Результаты могут быть использованы при проектировании регуляторов расхода и диагностике его состояния при испытаниях.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, математическая модель регулятора расхода, настроечная и нагрузочная характеристики регулятора, амплитудно-частотная и фазочастотная характеристики регулятора.

Введение

Регулятор расхода горючего устанавливается в магистрали питания газогенератора и выполняет две функции [7, 16, 18]: управление режимами работы двигателя по тяге и поддержание ее на режиме с заданными быстродействием и точностью при изменении внешних и внутренних возмущающих воздействий. В современных мощных ЖРД, управляемых в широких диапазонах дросселирования и форсирования по тяге, к таким регуляторам предъявляются требования по статическим и динамическим характеристикам, которые обеспечивают устойчивую работу самого регулятора и двигателя в целом [1–6].

Как исполнительный орган системы управления тягой двигателя они используются в современных многорежимных двигателях, например РД-253, РД-120, РД-170, РД-180, SSME, RL-10 [4–9, 20–23].

Регуляторы расхода, применяемые в ЖРД, разделяются на две группы: регуляторы прямого и непрямого действий. В современных ЖРД широкое применение нашли регуляторы расхода прямого действия [4–11].

В данной статье рассматривается система уравнений динамики процессов регулирования расхода горючего в одномерной постановке задачи в низкочастотной области. Из всего многообразия конструкций для исследования выбрана конструкция регулятора, расчетная схема которого представлена в работах [4, 6, 13, 14].

В статье приведены основные уравнения, в отличие от известных отечественных и зарубежных аналогов наиболее полно описывающие динамику процессов регулирования расхода. С помощью такой математической модели получены типичные характеристики стационарных и динамических процессов регулятора на различных режимах работы двигателя.

Разработанная математическая модель регулятора тяги ЖРД существенно повышает эффективность автоматизированных систем регулирования и диагностики двигателя.

Математическая модель регулятора расхода. Расчетная схема регулятора

В общем виде расчетная схема регулятора прямого действия представлена на рис. 1 [4, 6, 13, 14].

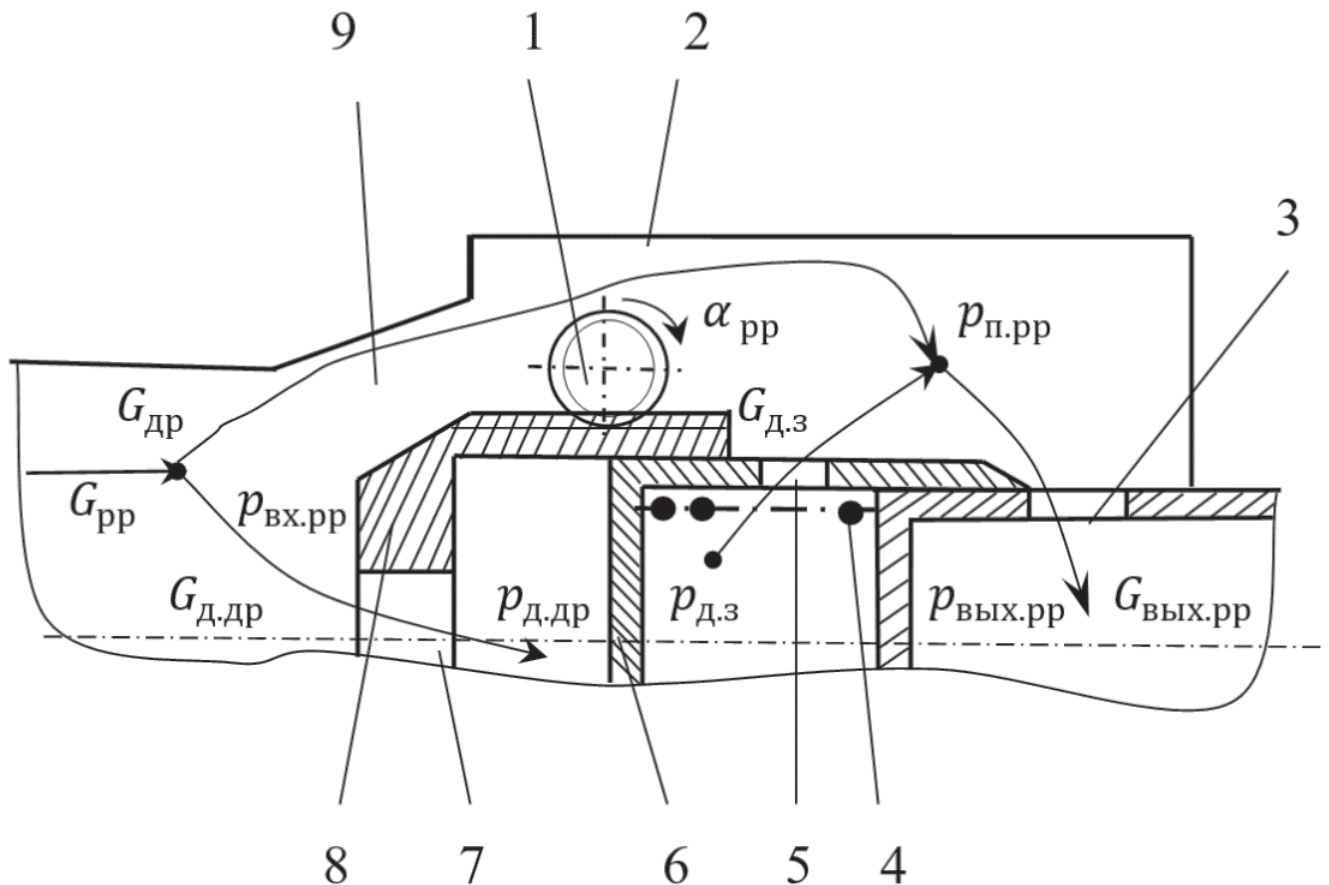


Рис. 1. Расчетная схема регулятора расхода прямого действия: 1 – привод дросселя; 2 – корпус; 3 – регулирующее отверстие; 4 – пружина; 5 – демпфирующее отверстие золотника; 6 – золотник; 7 – центральное демпфирующее отверстие; 8 – управляющий дроссель регулятора; 9 – дросселирующее отверстие

Положение подвижного элемента – управляющего дросселя (далее просто дросселя) изменяется с помощью валика приводом 1. Золотник 6 в исходном положении находится на упоре под действием силы предварительного натяжения пружины 4, а регулирующие отверстия 3 открыты.

Система уравнений динамики регулятора с сосредоточенными параметрами

Математическая модель регулятора расхода в соответствии с расчетной схемой (рис. 1) представлена в виде системы уравнений рабочих процессов во временной области. Эта система уравнений после соответствующих преобразований может быть использована для анализа стационарных процессов и процессов в частотной области.

1. Баланс расходов на входе в регулятор:

$$G_{рр} - G_{др} - G_{д.др} = 0, \quad (1)$$

где $G_{рр}$ – расход на входе в регулятор; $G_{др}$ – расход через дроссель регулятора; $G_{д.др}$ – расход в демпфирующее отверстие дросселя.

2. Баланс расходов на выходе из регулятора:

$$G_{вых.рр} - G_{др} - G_{д.з} = 0, \quad (2)$$

где $G_{вых.рр}$ – расход на выходе из регулятора (входе в газогенератор); $G_{д.з}$ – расход через демпфирующие отверстия золотника.

3. Расход рабочего тела в полость демпфирования дросселя:

$$G_{д.др} = \rho S_{д.др} \frac{dx_3}{dt}, \quad (3)$$

где ρ – плотность рабочего тела; $S_{д.др}$ – эквивалентная площадь демпфирующих отверстий в дросселе; x_3 – перемещение золотника.

4. Расход рабочего тела из полости демфера золотника:

$$G_{д.з} = \rho S_{д.з} \frac{dx_3}{dt}, \quad (4)$$

где $S_{д.з}$ — эквивалентная площадь демпфирующих отверстий в золотнике.

5. Давление в полости регулятора (на выходе из демпфирующих отверстий в золотнике):

$$P_{п.рр} = P_{вх.рр} - \xi_{др} G_{др}^2 - j_{др} \frac{dG_{др}}{dt}, \quad (5)$$

где $P_{вх.рр}$ — давление на входе в регулятор; $\xi_{др}$, $j_{др}$ — эквивалентные коэффициенты гидросопротивления и инерционности дросселирующих отверстий,

$$\xi_{др} = \frac{1}{2\rho(\mu_{др} S_{др})^2}; \quad j_{др} = \frac{l_{др}}{S_{др}};$$

$S_{др} = S_{др}(h_{др})$ — эквивалентная площадь проточной части дросселирующих отверстий;

$h_{др} = k_{др}(\alpha_{рр})$ — перекрытие проточной части дросселирующих отверстий;

$k_{др}$ — коэффициент пропорциональности перекрытия $h_{др}$ по углу поворота привода дросселя;

$\alpha_{рр}$ — угол поворота привода дросселя регулятора;

$l_{др}$ — длина дросселирующих отверстий;

$\mu_{др}$ — коэффициент расхода дросселирующих отверстий.

Форма дросселирующих отверстий профилируется для получения оптимальной настроечной характеристики регулятора.

6. Давление на выходе из регулятора:

$$P_{вых.рр} = P_{п.рр} - \xi_3 G_{вых.рр}^2 - j_3 \frac{dG_{вых.рр}}{dt}, \quad (6)$$

где $P_{вых.рр}$ — давление на выходе из регулятора; ξ_3 , j_3 — эквивалентные коэффициенты гидросопротивления и инерционности регулирующих отверстий,

$$\xi_3 = \frac{1}{2\rho(\mu_{р.з} S_{р.з})^2}; \quad j_3 = \frac{l_{р.з}}{S_{р.з}},$$

$S_{р.з} = S_{р.з}(x_3)$ — эквивалентная площадь проточной части регулирующих отверстий; $l_{р.з}$ — длина регулирующих отверстий; $\mu_{р.з}$ — коэффициент расхода регулирующих отверстий.

Форма регулирующих отверстий профилируется для получения оптимальной нагрузочной характеристики регулятора.

7. Давление в демпфирующей полости дросселя:

$$P_{д.др} = P_{вх.рр} - \xi_{д.др} G_{д.др}^2 - j_{д.др} \frac{dG_{д.др}}{dt}. \quad (7)$$

8. Давление в демпфирующей полости золотника:

$$P_{д.з} = P_{п.рр} - \xi_{д.з} G_{д.з}^2 - j_{д.з} \frac{dG_{д.з}}{dt}. \quad (8)$$

9. Уравнение движения золотника:

$$m_{пр} \frac{d^2 x_3}{dt^2} + \zeta \frac{dx_3}{dt} + k_{пр}(x_3 + x_0) = P_{д.др} S_{з.вх} - P_{д.з} S_{з.пр} - P_{пр}(S_{з.вх} - S_{з.пр}) + F_{гд}, \quad (9)$$

где $m_{пр}$ — приведенная масса подвижных частей; ζ — коэффициент трения подвижных частей; $k_{пр}$ — жесткость пружины; $S_{з.вх}$ — площадь торца золотника со стороны входа в регулятор; $S_{з.пр}$ — площадь торца золотника со стороны пружины; x_0 — начальное поджатие пружины; $F_{гд}$ — гидродинамическая сила, действующая со стороны жидкости на острую кромку золотника, приближенно определяемая по формуле:

$$F_{гд} = S_{кр.з}(P_{п.рр} - P_{вых.рр}),$$

$S_{кр.з}$ — площадь острой кромки золотника в регулирующих отверстиях.

10. Площадь проточной части единого регулирующего отверстия в форме равнобедренного треугольника (рис. 2):

$$S_3 = (h - x_3^0)^2 \operatorname{tg} \beta, \quad (10)$$

где β — половина угла вершины треугольника; x_3^0 — перекрытие проточной части регулирующего отверстия золотника при перемещении от положения его полного открытия.

Для исследования основных динамических и статических характеристик регулятора полезно «свернуть» систему уравнений (1)—(10) следующим образом.

Объединяя уравнения (1)—(4), получим

$$G_{рр} - G_{вых.рр} = \rho \left(S_{д.др} - S_{д.з} \frac{dx_3}{dt} \right). \quad (11)$$

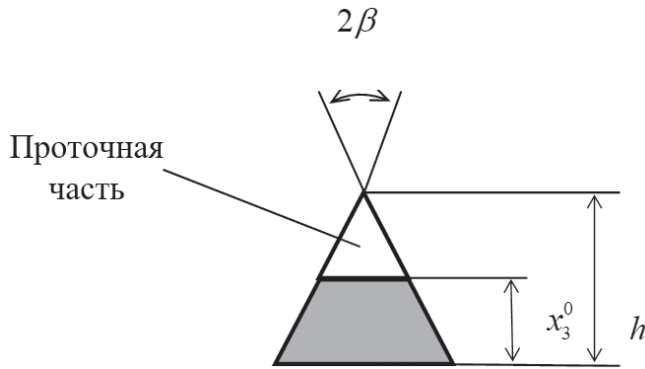


Рис. 2. Схема перекрытия регулирующего отверстия треугольной формы

Тогда (9) преобразуется в следующее уравнение:

$$m_{\text{пр}} \frac{d^2 x_3}{dt^2} + \zeta \frac{dx_3}{dt} + k_{\text{пр}} (x_3 + x_0) = \left(\Delta p_{\text{пр}} - \left(\xi_{\text{д.др}} (\rho S_{\text{д.др}})^2 \frac{dx_3}{dt} \left[\frac{dx_3}{dt} \right] + j_{\text{д.др}} \rho S_{\text{д.др}} \frac{d^2 x_3}{dt^2} \right) - \left(\xi_3 (x_3) G_{\text{вых.пр}}^2 + j_3 \frac{dG_{\text{вых.пр}}}{dt} \right) \right) S_{3.\text{вх}} - \left(\xi_{\text{д.з}} (\rho S_{\text{д.з}})^2 \frac{dx_3}{dt} \left[\frac{dx_3}{dt} \right] + j_{\text{д.з}} \rho S_{\text{д.з}} \frac{d^2 x_3}{dt^2} \right) S_{3.\text{пр}}. \quad (12)$$

Наконец, объединяя уравнения (5) и (6), получим

$$\Delta p_{\text{пр}} = \xi_{\text{др}} \left(G_{\text{пр}} - \rho S_{\text{д.др}} \frac{dx_3}{dt} \right)^2 + j_{\text{др}} \left(\frac{dG_{\text{пр}}}{dt} - \rho S_{\text{д.др}} \frac{d^2 x_3}{dt^2} \right) + \xi_3 (x_3) G_{\text{вых.пр}}^2 + j_3 \frac{dG_{\text{вых.пр}}}{dt}. \quad (13)$$

Система уравнений (11)–(13) связывает четыре неизвестных параметра $G_{\text{пр}}$, $G_{\text{вых.пр}}$, x_3 , $\Delta p_{\text{пр}}$. В качестве возмущений можно использовать изменение углового положения привода дросселя.

Система статических уравнений регулятора

Полагая все производные параметров по времени равными нулю, получим следующую систему уравнений стационарных процессов регулятора:

$$\Delta p_{\text{пр}} = \left(\xi_3 (x_3) + \xi_{\text{др}} (\alpha_{\text{пр}}) \right) G_{\text{пр}}^2; \quad (14)$$

$$k_{\text{пр}} (x_3 + x_0) = \left(\Delta p_{\text{пр}} + \xi_3 (x_3) G_{\text{пр}}^2 \right) S_3. \quad (15)$$

Отсюда, если известен (измерен) угол привода дросселя регулятора $\alpha_{\text{пр}}$, перемещение золотника x_3 можно найти, решив уравнение

$$x_3 = \frac{S_3}{k_{\text{пр}}} \left(1 + \frac{\xi_3 (x_3)}{\xi_3 (x_3) + \xi_{\text{др}} (\alpha_{\text{пр}})} \right) \Delta p_{\text{пр}} - x_0, \quad (16)$$

а, затем, если измерен перепад давления $\Delta p_{\text{пр}}$, определить и расход $G_{\text{пр}}$:

$$G_{\text{пр}} = \sqrt{\frac{\Delta p_{\text{пр}}}{\xi_3 (x_3) + \xi_{\text{др}} (\alpha_{\text{пр}})}}. \quad (17)$$

Статические характеристики регулятора

Статические характеристики регулятора моделируют с помощью системы уравнений (14), (15) в заданных диапазонах перепадов давлений и расходов.

Типичный вид моделируемых настроечной и нагрузочной характеристик регулятора представлен на рис. 3 и 4.

Интересно отметить, что нагрузочная характеристика (рис. 4) не содержит астатизма в соответствующих диапазонах перепадов давлений.

Динамические характеристики регулятора расхода

Для оценки устойчивости работы регулятора необходимо, используя разработанную математическую модель, исследовать её амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) в заданном диапазоне частот, а также расположение полюсов передаточных функций при возмущении по перепаду давления и по углу привода дросселя и реакции расхода на выходе из регулятора [12, 15, 17–20].

Амплитудно-фазочастотные характеристики

Передаточная функция регулятора при математическом моделировании обычно определяется в виде

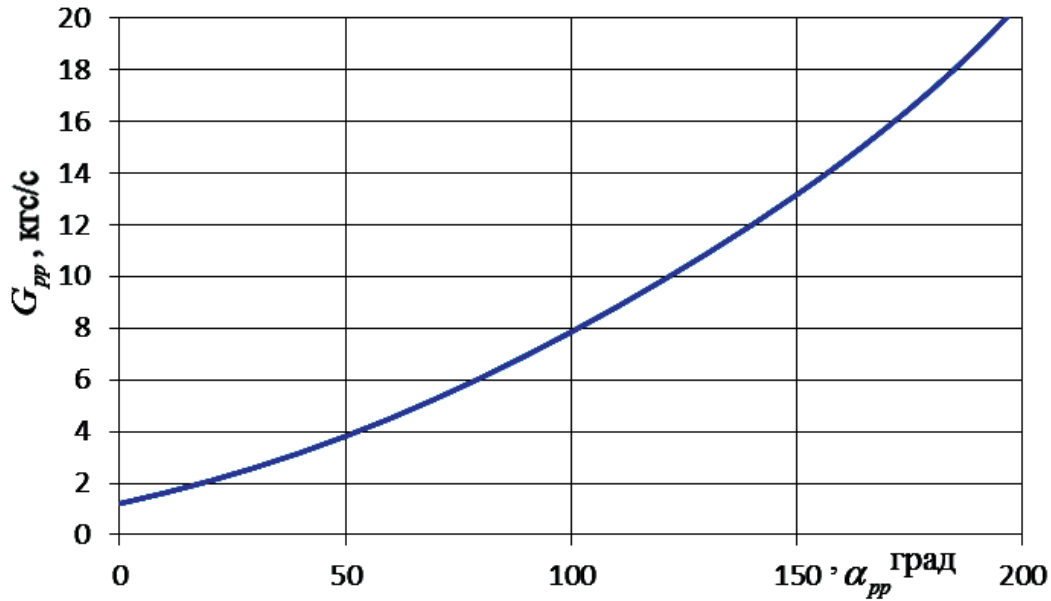


Рис. 3. Настроечная характеристика регулятора

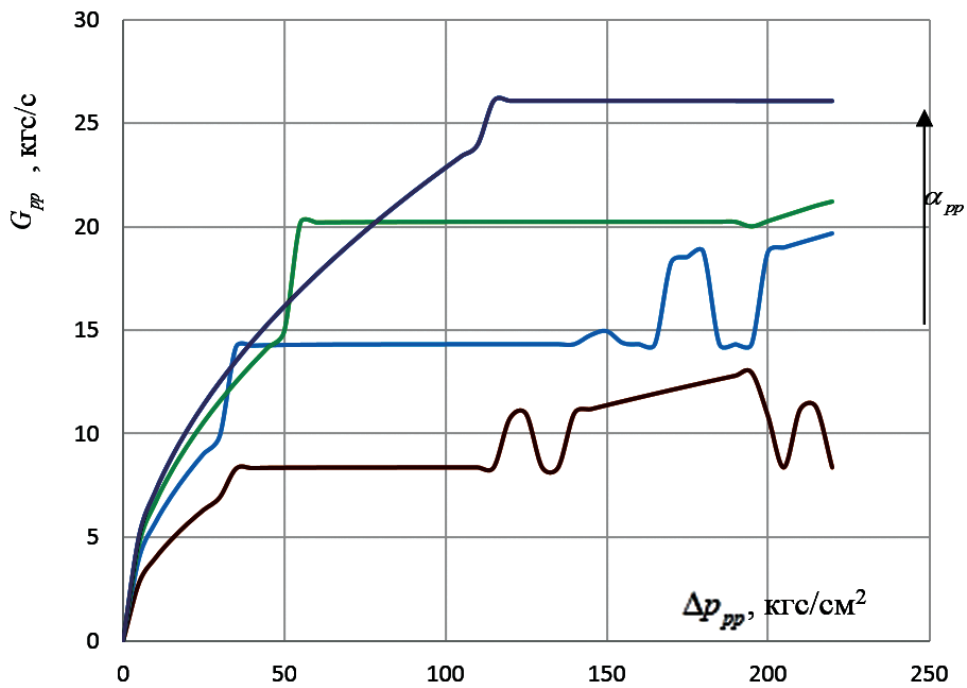


Рис. 4. Нагрузочная характеристика регулятора

$$W(q) = k \frac{b_2 q^2 + b_1 q + 1}{a_3 q^2 + a_2 q^2 + a_1 q + 1}; \quad q = i\omega; \quad i = \sqrt{-1}. \quad (18)$$

$$W(q) = \frac{\delta G_{\text{ВЫХ}}(q)}{\delta \Delta p_{\text{PP}}(q)}. \quad (19)$$

Традиционно для анализа в частотной области рассматривается передаточная функция при возмущении по перепаду давления и реакции по расходу на выходе из регулятора (рис. 5 и 6):

Для определения передаточной функции решается линеаризованная система уравнений (11)—(13) в частотной области. Возмущение задается в виде гармонического воздействия $\delta \Delta p_{\text{PP}} = A \sin \omega t$.

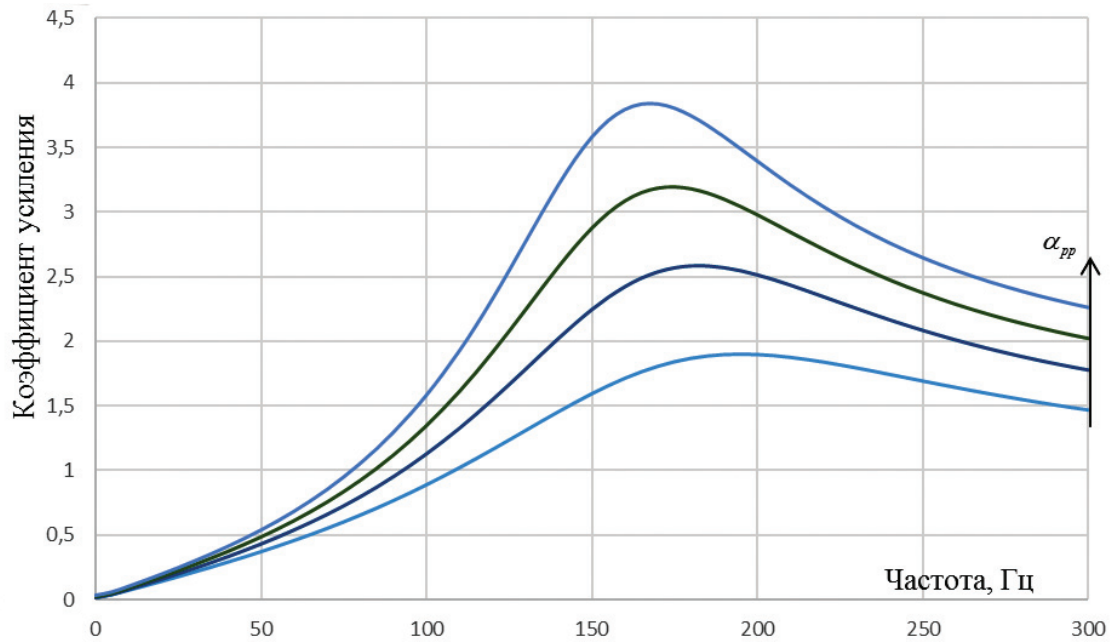


Рис. 5. АЧХ регулятора при возмущении по перепаду давления и реакции по расходу на выходе

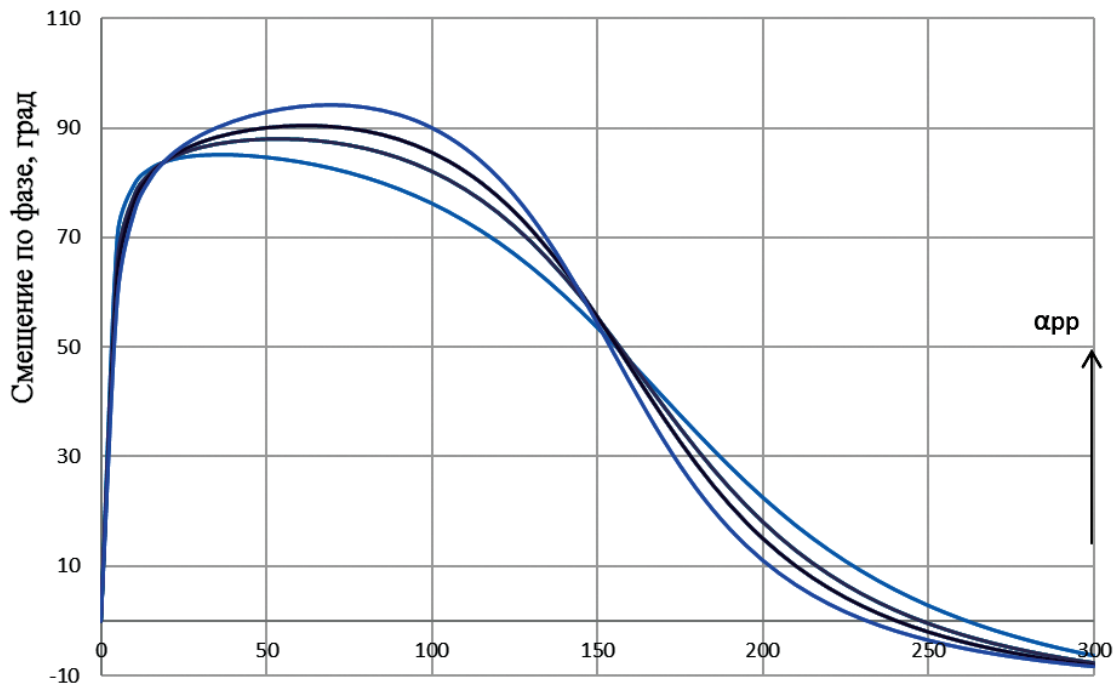


Рис. 6. Фазочастотная характеристика (ФЧХ) регулятора при возмущении по перепаду давления и реакции по расходу на выходе

Для передаточной функции при возмущении по углу привода дросселя и реакции по расходу на выходе

$$W(q) = \frac{\delta G_{\text{ВЫХ}}(q)}{\delta \alpha_{pp}(q)}$$

Амплитудно-частотная характеристика и фазочастотная характеристика представлены на рис. 7 и 8.

На рис. 5–10 стрелка указывает направление возрастания соответствующего параметра: α_{pp} или Δp_{pp} .

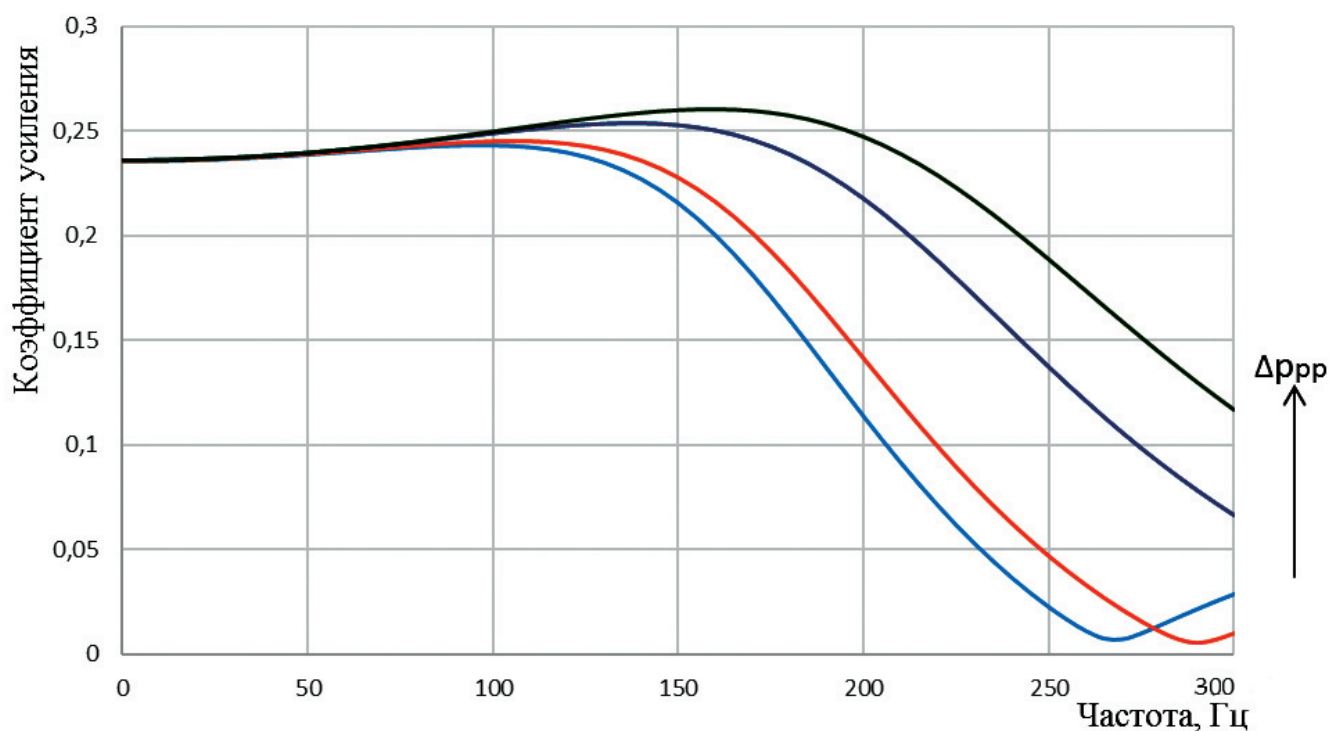


Рис. 7. АЧХ регулятора при возмущении по углу привода дросселя и реакции по расходу на выходе

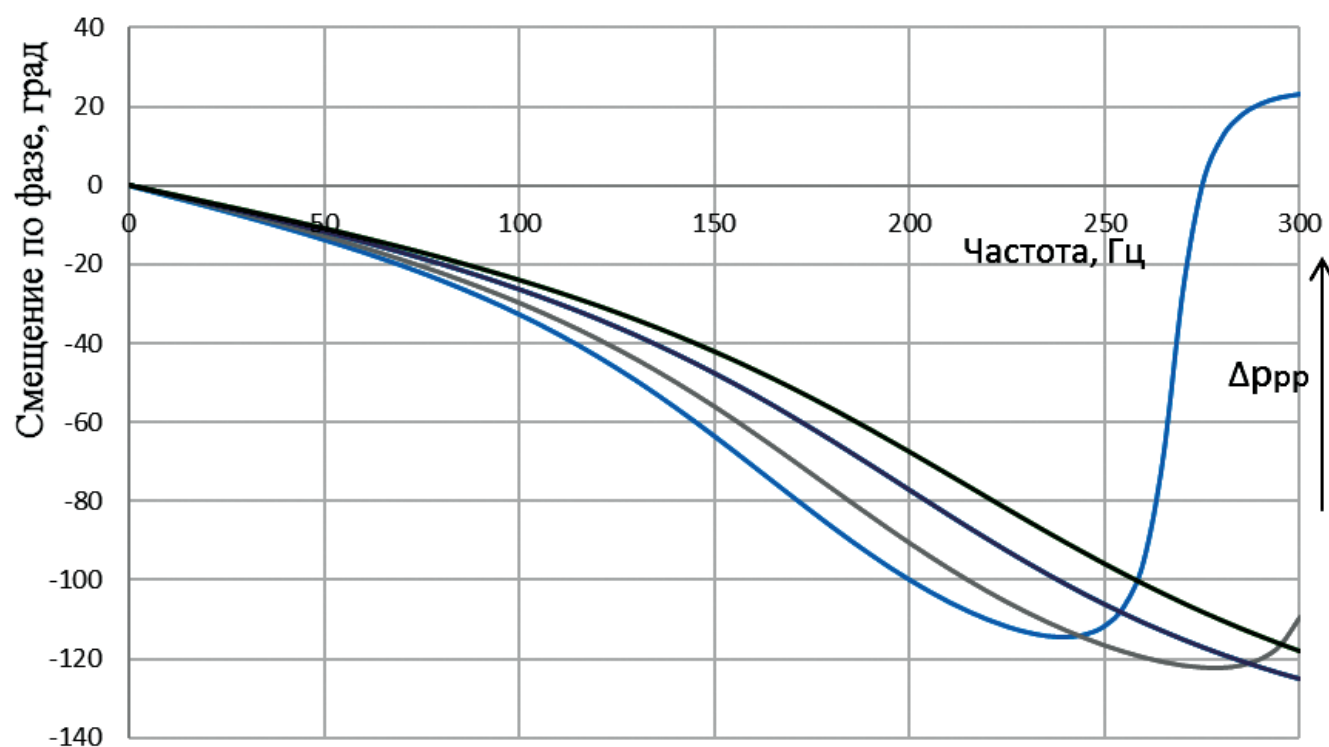


Рис. 8. ФЧХ регулятора при возмущении по углу привода дросселя и реакции по расходу на выходе

Полюса передаточной функции

Для оценки устойчивости работы регулятора следует также определить полюса передаточной функции (рис. 9 и 10).

Выводы

Разработана математическая модель регулятора расхода компонента топлива прямого действия, описывающая рабочие процессы при нормальном

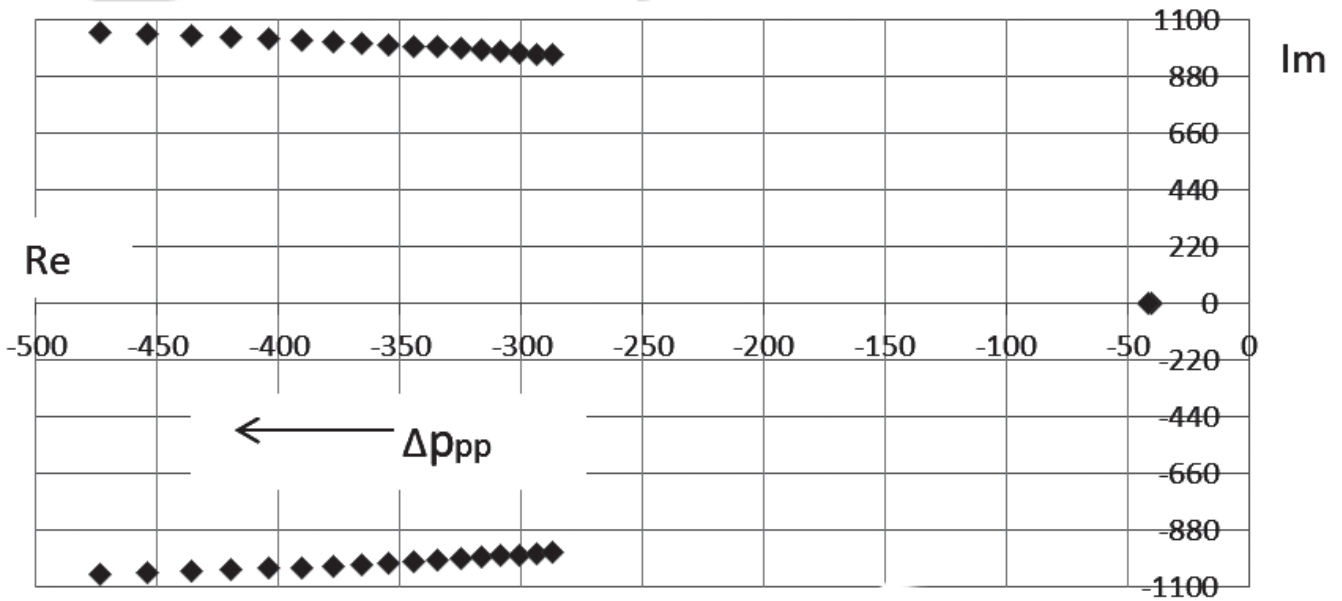


Рис. 9. Полюса передаточной функции при возмущении по перепаду давления и реакции по расходу на выходе

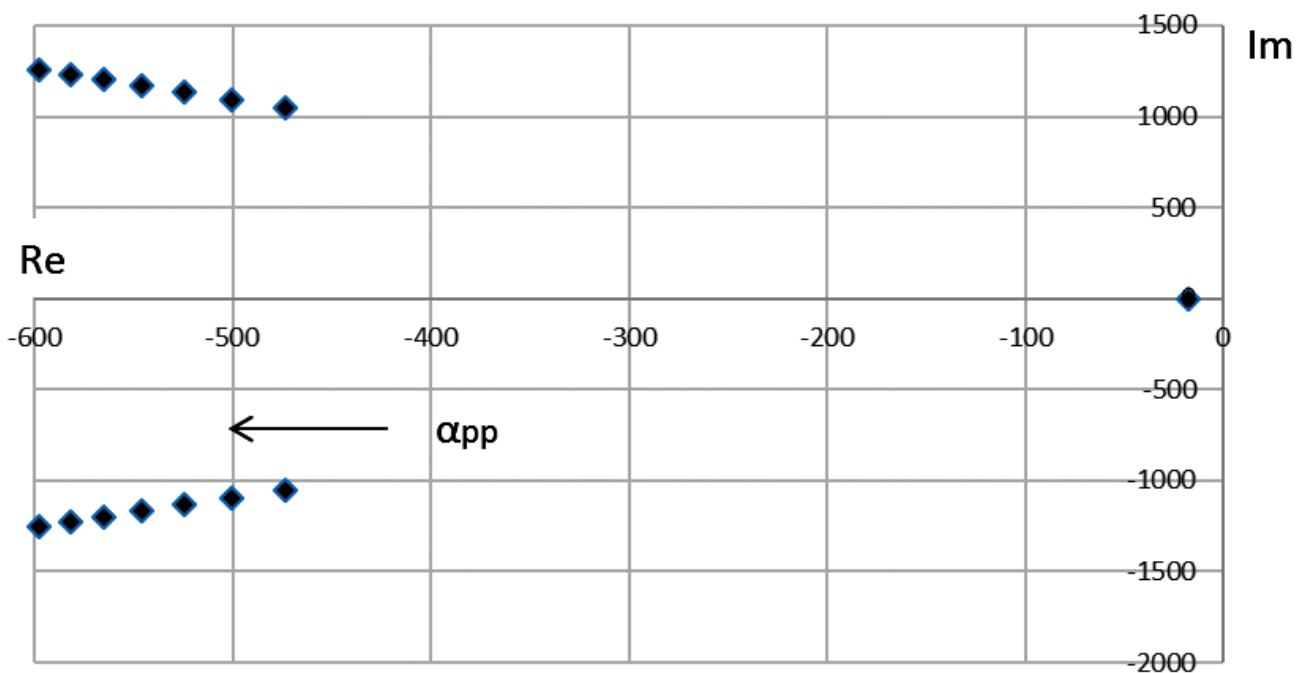


Рис. 10. Полюса передаточной функции при возмущении по углу привода дросселя и реакции по расходу на выходе

функционировании регулятора компонентов топлива.

В результате моделирования получены зависимости изменения расхода через регулятор от углового положения привода и от перепада давления на регуляторе.

Установлено, что при повышении перепада давления и увеличении расхода полюса передаточ-

ной функции смещаются влево по вещественной оси, т. е. устойчивость работы повышается.

Результаты моделирования могут использоваться при диагностике технического состояния системы автоматического управления (САУ) ЖРД.

Библиографический список

1. Аунг К.М., Коломенцев А.И. Математическое моделирование регулятора расхода жидкостного ракетного двигателя // Гагаринские чтения – 2019: Сборник тезисов докладов XLV Международной молодежной научной конференции (16–19 апреля 2019; Москва, МАИ). М.: Изд-во МАИ, 2019. С. 150-151.
2. Аунг К.М., Коломенцев А.И. Математическое моделирование регулятора расхода компонентов топлива ЖРД // Авиация и космонавтика – 2019: Сборник тезисов докладов XVIII Международной конференции (18-22 ноября 2019; Москва, МАИ). М.: Логотип, 2019. С. 39-40.
3. Аунг К.М., Коломенцев А.И. Влияние формы золотниковых отверстий регулятора расхода на статические и динамические характеристик // Авиация и космонавтика – 2019: Сборник тезисов докладов XVIII Международной конференции (23-27 ноября 2020; Москва, МАИ). М.: Изд-во «Перо», 2019. С. 132-133.
4. Беляев Е.Н., Чванов В.К., Черваков В.В. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей: Учебник. — М.: Изд-во МАИ, 1999. — 228 с.
5. Беляев Е.Н., Коломенцев А.И., Насименто Л.Б., Назаров В.П. Влияние конструктивных параметров регулятора расхода на его статические и динамические характеристики // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2014. № 1(53). С. 109–113.
6. Беляев Е.Н., Черваков В.В. Математическое моделирование ЖРД. — М.: МАИ-ПРИНТ, 2009. — 280 с.
7. Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: Учебник: В 2 кн. — Изд. 4-е, перераб. и доп. — М.: Высшая школа, 1993. — (384 + 368) с.
8. Васютин Ю.И., Смирнов И.А., Ягодников Д.А., Дерягин Ю.А., Гостев В.А. Агрегаты регулирования жидкостных ракетных двигательных установок: Учебное пособие. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. — 223 с.
9. Гахун Г.Г., Баулин В.И., Володин В.А. и др. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1989. — 424 с.
10. Гимадиев А.Г. Автоматика и регулирование двигательных установок ракетных и космических систем: Электронное учебное пособие. — Самара: СГАУ, 2010. — 201 с.
11. Гликман Б.Ф. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1989. — 296 с.
12. Гимадиев А.Г. Выбор параметров, расчет статических и динамических характеристик регулятора расхода топлива. — Самара: СГАУ, 2007. — 65 с.
13. Горячкин А.А., Жуковский А.Е., Игначков С.М., Шорин В.П. Регуляторы расхода для топливных систем летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 2000. — 208 с.
14. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник / Под ред. Д.А. Ягодникова. — 3-е изд., доп. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. — 461 с.
15. Долгополов С.И., Николаев А.Д. Математическое моделирование низкочастотной динамики регулятора расхода жидкости при различных амплитудах гармонического возмущения // Техническая механика. 2017. № 1. С. 15-25.
16. Зенин Е.С., Меньшикова О.М., Федотчев В.А. Математическое моделирование регуляторов ЖРД // Полет. 2013. № 5. С. 20-24.
17. 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.
18. Лебединский Е.В., Зайцев Б.В., Соболев А.А. Многоуровневое математическое моделирование регулятора расхода для ЖРД // Сайт ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». 2011. URL: <http://www.kerc.msk.ru/ipg/papers/model2.pdf>
19. Лёвочкин П.С., Мартиросов Д.С., Каменский С.С., Козлов А.А., Боровик И.Н., Беляева Н.В., Румянцев Д.С. Система функциональной диагностики жидкостных ракетных двигателей в режиме реального времени // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 147-154.
20. Лихачев В.А., Васин А.С., Гликман Б.Ф. Техническая диагностика пневмогидравлических систем ЖРД. — М.: Машиностроение, 1983. — 207 с.
21. Цыганова Е.В. Разработка системного подхода к проектированию и созданию агрегатов регулирования ЖРД больших тяг и исследование влияния конструктивных параметров на работоспособность // Молодежь и будущее авиации и космонавтики — 2013: Сборник аннотаций Межрегионального молодежного конкурса научно-технических работ и проектов. С. 140-141.
22. Wynn J.A. Pressure regulator including a fixed valve ball and method of assembling the same. Patent US 7040344 B2, 09.05.2006.
23. Dranovsky M. Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines. Testing and Development Practices in Russia. — American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. Vol. 221. — 285 p. DOI: 10.2514/4.866906

MATHEMATICAL MODELLING OF LIQUID ROCKET ENGINE FLOW REGULATOR IN FREQUENCY AND TIME DOMAINS

Aung K.M.* , Kolomentsev A.I.** , Martirosov D.S.***

Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia

* e-mail: aungkhinemyint22@gmail.com

** e-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru

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

Abstract

The article presents mathematical model of the liquid propellant rocket engine (LPRE) flow regulator and the study of its static characteristics, such as fuel component consumption dependence on the pressure difference, and dynamic characteristics, such as regulator amplitude-frequency response. The study was performed by the developed mathematical model, which unlike the well-known domestic and foreign counterparts ensures the most complete description of the fuel consumption regulation processes. It demonstrates that dynamic characteristics in technical systems are being determined by the areas of its movable part (slide-valve) and differential orifices.

The liquid flow regulator is one of the main units of any LPRE. These regulators are designate for maintaining the fuel components consumption keeping with the specified accuracy, or its varying according to the certain law under conditions of internal and external disturbing factors varying.

They are being employed in the modern multimode engines such as RD-253, RD-120, RD-170, RD-180, SSME, RL-10 as actuating elements.

The flow regulators employed in the LPRE are being separated into the two groups: direct- and indirect-acting regulators. The direct-acting regulators found wide application in modern LPRE. The direct-acting regulators are being applied as a rule at a flow rate $m_g^* \leq 0.2$ kg/s, though they can be employed at greater flow rates, if high performance ensuring is necessary.

A feature of all flow regulators is their ability to control the flow rate and maintain the flow rate only at relatively slow changes of control and disturbing impacts in time.

The article presents a system of equations, describing working processes at the fuel components regulator normal functioning. Mathematical model of the improved direct-acting thrust regulator design for the LPRE with oxidizing gaz afterburning, allowing substantially increase effectiveness of automated for

engine control and diagnostics systems. As the result of modelling, the dependencies of flow rate through the regulator on the angular position of the actuator and pressure difference at the regulator were obtained.

Recommendations on flow rate regulations modernization for the engines of the RD-170 family were given based on the obtained results. The results can be used while flow regulators designing and their state diagnostics while testing.

Keywords: liquid rocket engine, mathematical model of the regulator, static and dynamic characteristics, regulator tuning and load characteristics, regulator amplitude-frequency and phase-frequency characteristics.

References

1. Aung K.M., Kolomentsev A.I. *Materialy XLV Mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii (16–19 April 2019; Moskva, MAI) “Gagarinskije chteniya – 2019”*, Moscow, MAI, 2019, pp. 150-151.
2. Aung K.M., Kolomentsev A.I. *Materialy XVIII Mezhdunarodnoi konferentsii (18-22 November 2019; Moskva, MAI) “Aviatsiya i kosmonavtika – 2019”*, Moscow, Logotip, 2019, pp. 39-40.
3. Aung K.M., Kolomentsev A.I. *Materialy XVIII Mezhdunarodnoi konferentsii (23-27 November 2020; Moskva, MAI) “Aviatsiya i kosmonavtika – 2019”*, Moscow, Pero, 2019, pp. 132- 133.
4. Belyaev E.N., Chvanov V.K., Chervakov V.V. *Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsessa zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* (Mathematical modelling of liquid rocket engines working process), Moscow, MAI, 1999, 228 p.
5. Belyaev E.N., Kolomentsev A.I., Nasimento L.B., Nazarov V.P. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva*, 2014, no. 1(53), pp. 109–113.
6. Belyaev E.N., Chervakov V.V. *Matematicheskoe modelirovanie ZhRD* (Mathematical modelling of LRE), Moscow, MAI-PRINT, 2009, 280 p.
7. Vasil'ev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., etc. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigatelei. V 2 knigakh* (Fundamentals of theory and

- calculation of liquid rocket engines. In two books). Moscow, Vysshaya shkola, 1993, (384 + 368) p.
8. Vasyutin Yu.I., Smirnov I.A., Yagodnikov D.A., Deryagin Yu.A., Gostev V.A. *Agregaty regulirovaniya zhidkostnykh raketnykh dvigatel'nykh ustanovok* (Aggregates for liquid rocket propulsion systems regulation), Moscow, MGTU im. N. E. Baumana, 2015, 223 p.
 9. Gakhun G.G., Baulin V.I., Volodin V.A., etc. *Konstruktsiya i proektirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* (Structure and design of liquid rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 424 p.
 10. Gimadiev A.G. *Avtomatika i regulirovanie dvigatel'nykh ustanovok raketnykh i kosmicheskikh sistem* (Automatics and regulation of propulsion systems of rocket and space systems), Samara, SGAU, 2010, 201 p.
 11. Glikman B.F. *Avtomaticheskoe regulirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* (Automatic regulation of liquid rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 296 p.
 12. Gimadiev A.G. *Vybor parametrov, raschet staticheskikh i dinamicheskikh kharakteristik regulatora raskhoda topliva* (Parameters selection, static and dynamic characteristics calculation of flow regulator), Samara, SGAU, 2007, 65 p.
 13. Goryachkin A.A., Zhukovskii A.E., Ignachkov S.M., Shorin V.P. *Regulyatory raskhoda dlya toplivnykh sistem letatel'nykh apparatov* (Flow regulators for aircraft fuel systems), Moscow, Mashinostroenie, 2000, 208 p.
 14. Dobrovol'skii M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* (Liquid-propellant rocket engines. Design fundamentals), Moscow, MGTU im. N.E. Baumana, 2016, 461 p.
 15. Dolgopopov S.I., Nikolaev A.D. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2017, no. 1, pp. 15-25.
 16. Zenin E.S., Men'shikova O.M., Fedotchev V.A. *Polet*, 2013, no. 5, pp. 20-24.
 17. Kamenskii S.S., Martirosov D.S., Kolomentsev A.I. Similarity theory methods application for lpre steady-flow working procedures analysis. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 32-37.
 18. Lebedinskii E.V., Zaitsev B.V., Sobolev A.A. *Mnogourovnevoe matematicheskoe modelirovanie regulatora raskhoda dlya ZhRD*, 2011. URL: <http://www.kerc.msk.ru/ipg/papers/model2.pdf>
 19. Levochkin P.S., Martirosov D.S., Kamenskii S.S., Kozlov A.A., Borovik I.N., Belyaeva N.V., Rumyantsev D.S. Liquid rocket engines functional diagnostics system in real-time mode. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 147-154.
 20. Likhachev V.A., Vasin A.S., Glikman B.F. *Tekhnicheskaya diagnostika pnevmogidravlicheskikh sistem ZhRD* (Technical diagnostics of pneumatic-hydraulic systems of liquid-propellant engines), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 207 p.
 21. Tsyganova E.V. *Materialy Mezhhregional'nogo molodezhnogo konkursa nauchno-tekhnicheskikh rabot i proektov "Molodezh' i budushchee aviatsii i kosmonavtiki- 2013"*, pp. 140-141.
 22. Wynn J.A. *Pressure regulator including a fixed valve ball and method of assembling the same*. Patent US 7040344 B2, 09.05.2006.
 23. Dranovsky M. *Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines. Testing and Development Practices in Russia*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007, vol. 221, 285 p. DOI: 10.2514/4.866906