

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ ИНЕРЦИОННОГО РЕГУЛЯТОРА СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЯГИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

М. М. Дронь, А. Б. Яковлев

Омский государственный технический университет,
Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11

Качество выполнения полетной задачи космического ракетного комплекса определяется, в том числе, и точностью поддержания и регулирования тяги ракетного двигателя. Повышение точности и уменьшение ошибок системы управления режимом работы двигателя приведет к снижению стоимости космических пусков или позволит выводить большую полезную нагрузку на орбиту. В статье приведена математическая модель регулятора с инерционным усилителем жидкостного ракетного двигателя, выявлены параметры и величины, влияющие на его точность, и рассмотрены мероприятия по снижению статической ошибки.

Ключевые слова: точность, система автоматического регулирования, статическая ошибка, жидкое топливо.

Введение

Важнейшим энергетическим звеном космического ракетного комплекса является двигательная установка (ДУ). В настоящий момент как в российской, так и в мировой космической индустрии преобладают ДУ с жидкими компонентами ракетного топлива (КРТ), которые по своим энергетическим характеристикам (удельный импульс, глубина регулирования тяги и др.) существенно превосходят двигатели на твердом топливе, нашедшие применение в основном как ускорители. Однако двигатели на жидком топливе еще не доведены до совершенства. Основными направлениями развития жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) являются [1–5]:

— рационализация и упрощение конструкции, усовершенствование схем и структуры систем и агрегатов ЖРД;

— использование высокоэффективных топливных пар компонентов;

— оптимизация происходящих в них процессов;

— экономичность;

— точность выполнения полетных задач.

Решение задач, возникающих при совершенствовании в перечисленных направлениях, положительно отразится в важных характеристиках эффективности космических ракетных комплексов, таких как, например, стоимость выполнения космических пусков, масса полезной нагрузки, дальность полета.

Постановка задачи

В структуре космического ракетного комплекса ДУ выступает как элемент системы управления движением ракеты-носителя (РН) или космического аппарата (КА), являясь одновременно и управляющим устройством по отношению к РН и КА, и объектом управления по отношению к системе управления РДУ [6]. Известно, что регулирование режима работы ЖРД осуществляется путем изменения подачи КРТ в камеру сгорания, что приводит к изменению давления в камере двигателя и

расхода продуктов сгорания из сопла. Управление этими процессами (а также поддержание режима работы) по внутридвигательным параметрам осуществляется посредством автоматических регуляторов [7]. Основная возложенная на регуляторы ЖРД задача — это заданное программное изменение регулируемой величины (тяги, давления в камере сгорания, расходов или давлений КРТ) во времени под действием командной величины при одновременном воздействии на систему возмущающих величин с установленной точностью (с минимальной заранее заданной ошибкой) [8]. Чем выше будет точность обеспечения режима работы двигателя регулятором, тем меньше топлива будет затрачено на выполнение полетных задач, увеличится время работы ЖРД или масса выносимой полезной нагрузки.

Таким образом, основной целью данной работы было исследование динамических свойств регулятора тяги ЖРД с инерционным усилителем в направлении повышения его точности (снижения статической ошибки).

Для выполнения указанной цели были решены следующие задачи:

1) построена структурная схема регулятора, получено его уравнение динамики и передаточные функции по задающему (командному) и возмущающему воздействиям;

2) получены кривые переходных процессов от командного и возмущающего воздействий;

3) определены параметры регулятора, влияющие на его точность, рассмотрены варианты по снижению статической ошибки.

Теория

Объектом исследования являлся автоматический регулятор с инерционным гидравлическим усилителем. Данная система имеет ряд преимуществ по сравнению с регулятором, имеющим интегрирующий усилитель [9], а именно: присутствует жесткая обратная связь, снижающая мгновенную ошибку в динамическом режиме; отсутствие склонности

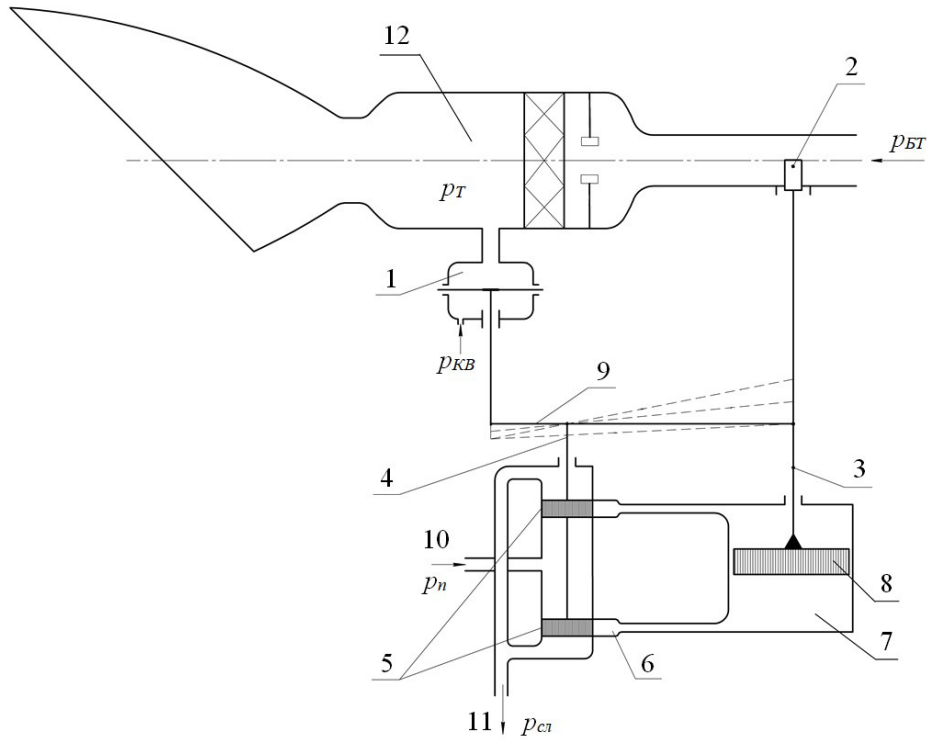


Рис. 1. Схема регулятора с инерционным гидравлическим усилителем:

- 1 — мембранный чувствительный элемент; 2 — дроссельный кран;
 3 — шток; 4 — золотниковое устройство; 5 — пояски золотника; 6 — окна золотника;
 7 — гидроцилиндр; 8 — поршень; 9 — рычаг; 10 — подводящий трубопровод;
 11 — отводящий трубопровод; 12 — газогенератор, работающий на унитарном топливе
 Fig. 1. Scheme of the controller with an inertial hydraulic booster:
 1 — membrane sensing element; 2 — throttle valve; 3 — rod; 4 — spool device; 5 — spool belts;
 6 — spool windows; 7 — hydraulic cylinder; 8 — piston; 9 — lever; 10 — supply pipeline;
 11 — discharge pipeline; 12 — gas generator running on unitary fuel

к флуктуациям выходной величины от малых возмущений на входе. Но, наряду с отмеченными достоинствами, необходимо выделить и недостатки, существенным из которых является статическая ошибка (ошибка на установившемся режиме). Полностью от этого недостатка избавиться невозможно, т.к. система с инерционным регулятором является статической по отношению к задающему и возмущающему воздействиям. Однако установившуюся ошибку можно уменьшить, подобрав определенные конструктивные размеры и параметры автоматического регулятора.

Рассмотрим схему регулятора с инерционным гидравлическим усилителем для регулирования давления на входе в газогенератор турбонасосного агрегата ЖРД (рис. 1). Основными звеньями регулятора являются: мембранный (или сильфонный) чувствительный элемент 1; исполнительный орган (дроссельный кран) 2 со штоком 3; гидравлический усилитель, состоящий из золотникового устройства 4 с поясками 5 и окнами 6, гидроцилиндра 7 с поршнем 8, рычага 9 и подводящего 10 и отводящего 11 трубопроводов. Объектом управления регулятора выступает газогенератор 12, использующий унитарное топливо.

Для получения уравнения динамики и передаточных функций регулятора в целом необходимо было описать аналитически свойства каждого из вышперечисленных звеньев [10–12]. При этом были приняты следующие допущения, дающие приемлемые результаты и применяемые в аналогичных расчетах в области низких частот [13–16]:

1) использовались линейные дифференциальные уравнения с постоянными коэффициентами (все параметры сосредоточенные, характеристики элементов линеаризованы);

2) КРТ считался несжимаемой жидкостью;

3) податливость стенок конструкций элементов не учитывалась;

4) действие вязкостных и инерционных сил на подвижные элементы регулятора компенсировал гидравлический усилитель.

Передаточные функции элементов регулятора:

— мембранный чувствительный элемент

$$K_1(p) = \frac{\Delta \bar{z}_M}{\Delta \bar{p}_T} = K_{per1},$$

$$K_2(p) = \frac{\Delta \bar{z}_M}{\Delta \bar{p}_{KB}} = -K_{per2};$$

— дроссельный кран

$$K_3(p) = \frac{\Delta \mu \bar{F}_{gp}}{\Delta \bar{z}_y} = -K_{per3};$$

— инерционный гидравлический усилитель

$$K_4(p) = \frac{\Delta \bar{z}_y}{\Delta \bar{z}_M} = \frac{K_{per4}}{K_{per5} \left(\frac{T_y}{K_{per5}} p + 1 \right)}.$$

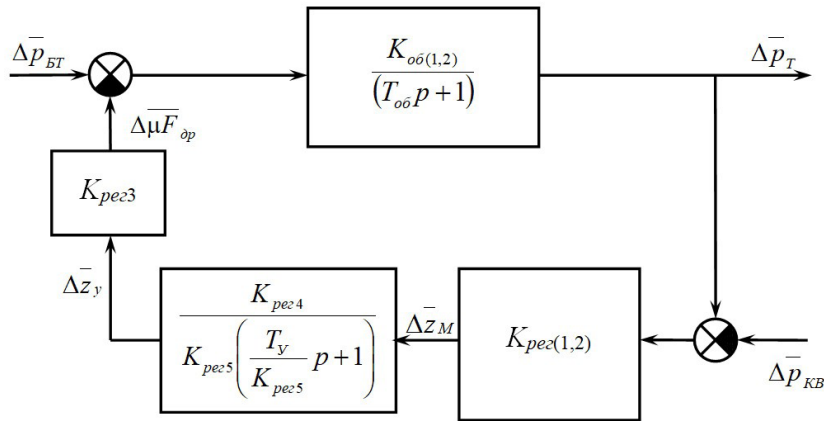


Рис. 2. Структурная схема регулятора с инерционным гидравлическим усилителем
Fig. 2. Block diagram of a controller with an inertial hydraulic booster

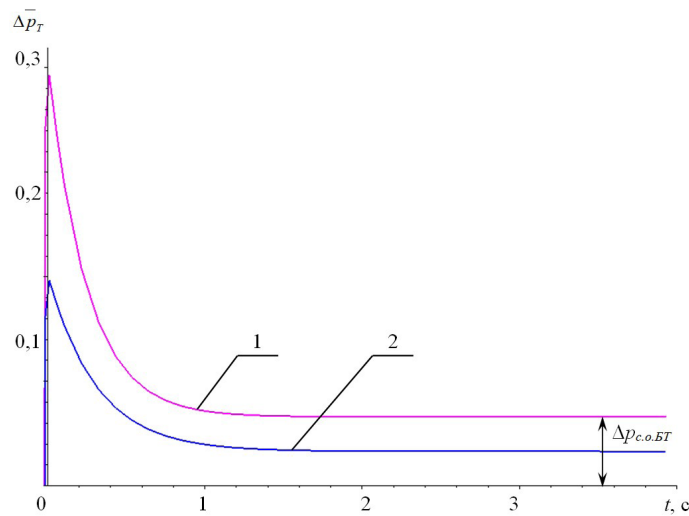


Рис. 3. Переходный процесс регулятора по возмущающему воздействию:
1 — при возмущающем воздействии $\Delta \bar{p}_{BT} = 0,3$;
2 — при возмущающем воздействии $\Delta \bar{p}_{BT} = 0,15$
Fig. 3. The transition process of the controller for the disturbing influence:
1 — at disturbing influence $\Delta \bar{p}_{BT} = 0,3$;
2 — at disturbing influence $\Delta \bar{p}_{BT} = 0,15$

Передаточные функции унитарного газогенератора (объекта управления) по задающему и возмущающему воздействиям соответственно:

$$K(p) = \frac{\Delta \bar{p}_T}{\Delta \mu \bar{F}_{gp}} = \frac{K_{об2}}{(T_{об}p + 1)};$$

$$K_f(p) = \frac{\Delta \bar{p}_T}{\Delta \bar{p}_{BT}} = \frac{K_{об1}}{(T_{об}p + 1)}.$$

Таким образом, уравнение динамики, описывающее динамические свойства регулятора с инерционным гидравлическим усилителем, выглядит:

$$(T_y T_{об} p^2 + (T_y + K_{per5} T_{об}) p + K_{per5} + K_{об2} K_{per1} K_{per3} K_{per4}) \Delta \bar{p}_T = K_{об1} (T_y p + K_{per5}) \Delta \bar{p}_{BT} + K_{об2} K_{per2} K_{per3} K_{per4} \Delta \bar{p}_{KB},$$

где T_i — постоянные времена (усилителя, объекта); K_j — коэффициенты усиления (регулятора, объекта); p — оператор дифференцирования по времени.

Это линейное дифференциальное уравнение второго порядка с правой частью и двумя входными величинами. В качестве управляемой величины выбрано безразмерное давление $\Delta \bar{p}_T$ на выходе газогенератора, входными величинами выступают безразмерное давление $\Delta \bar{p}_{BT}$ топлива на входе в регулятор (возмущающее воздействие) и безразмерное давление $\Delta \bar{p}_{KB}$ газа в регуляторе (командное воздействие). Постоянные времена и коэффициенты усиления зависят от конструктивных параметров звеньев инерционного регулятора, а также определяются параметрами номинального режима работы.

Уравнение динамики регулятора с инерционным усилителем описывает его как колебательное или апериодическое звено 2-го порядка с введением производной в закон регулирования по возмущающему воздействию и просто усилительному по командному. Конкретный вид переходного процесса и свойства регулятора будут определяться соотношением постоянных времени объекта управления и усилителя. Однако регулятор по каждому входу будет иметь статическую ошибку, т.е. это статической регулятор.

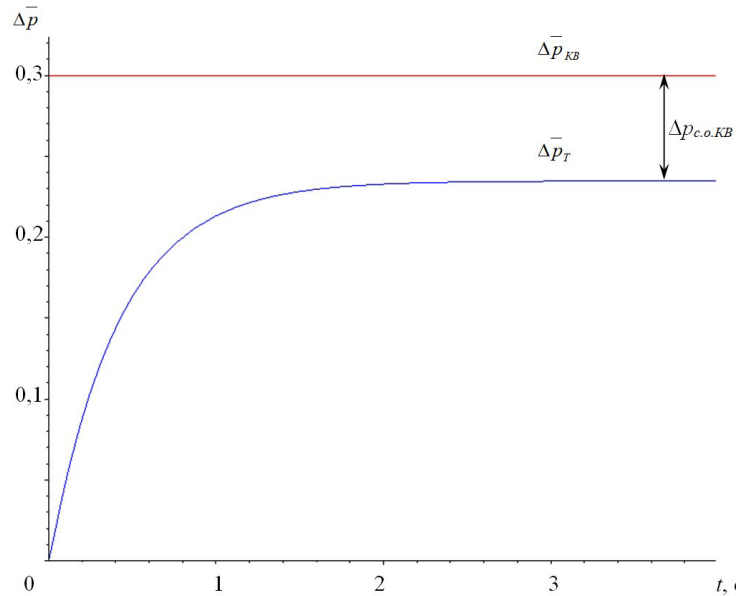


Рис. 4. Переходный процесс регулятора по командному воздействию $\Delta \bar{p}_{KB} = 0,3$
 Fig. 4. The transition process controller at the command influence $\Delta \bar{p}_{KB} = 0,3$

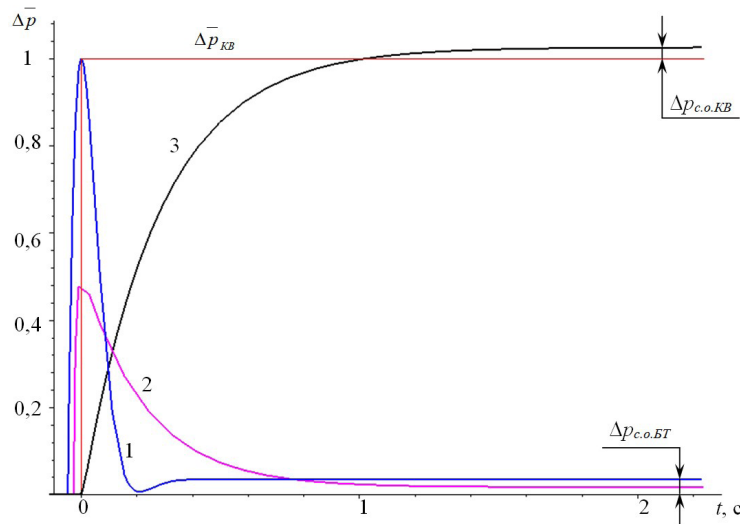


Рис. 5. Переходные процессы скорректированного регулятора:
 1 — при возмущающем воздействии $\Delta \bar{p}_{БТ} = 1$;
 2 — при возмущающем воздействии $\Delta \bar{p}_{БТ} = 0,5$;
 3 — при командном воздействии $\Delta \bar{p}_{KB} = 1$
 Fig. 5. Transients of the corrected regulator:
 1 — at the disturbing influence $\Delta \bar{p}_{БТ} = 1$;
 2 — at the disturbing influence $\Delta \bar{p}_{БТ} = 0,5$;
 3 — at the command influence $\Delta \bar{p}_{KB} = 1$

Структурная схема регулятора представлена на рис. 2.

Результаты экспериментов

На основании составленного аналитического описания регулятора с инерционным усилителем в программном пакете Maple была реализована его математическая модель, которая позволяет при известных коэффициентах уравнений получать переходные процессы от входных воздействий при различном их уровне, а также оценить значе-

ния статических ошибок. Например (рис. 3), при базовых параметрах регулятора при изменении возмущающего воздействия на 30% ($\Delta \bar{p}_{БТ} = 0,3$), установившаяся величина отклонения давления $\Delta \bar{p}_T$ на выходе газогенератора (статическая ошибка) будет составлять 4,9% ($\Delta \bar{p}_{c.o.БТ} = 0,0494$). А статическая ошибка по командному воздействию $\Delta \bar{p}_{c.o.KB}$ при подаче задающего воздействия на уровне $\Delta \bar{p}_{KB} = 0,3$ составляет 5,9% (рис. 4). Такие значения ошибок неприемлемы для современных систем, поэтому требуется провести мероприятия по повышению точности.

Из уравнения динамики регулятора следует, что для снижения статической ошибки необходимо выполнить ряд условий:

$$K_{per1} \approx K_{per2};$$

$$K_{per3} \gg 1;$$

$$K_{per5} \ll K_{per4}.$$

Анализ характеристик, определяющих величину коэффициентов усиления регулятора, показал, что для выполнения вышеуказанных условий необходимо провести ряд мероприятий:

- 1) уменьшить жесткость и увеличить эффективную площадь чувствительного элемента (мембраны);
- 2) увеличить наклон статической характеристики дроссельного крана;
- 3) уменьшить отношение короткого и длинного плечей рычага, соединяющего входную величину гидравлического усилителя (перемещение золотника) и выходную величину (перемещение поршня усилителя).

Обсуждение результатов

Приведенные мероприятия на базовом регуляторе осуществлялись путем доработки мембранного узла, замены цилиндрического пропорционального дроссельного крана на цилиндрический с обратным коническим вырезом, а также уменьшение размеров короткого плеча рычага при неизменной общей длине. Это позволило увеличить коэффициенты передачи указанных звеньев, что практически во всех случаях сказывается положительно на статической точности системы управления. Проведенные мероприятия по коррекции динамических свойств инерционного регулятора позволили получить приемлемые значения статических ошибок по возмущающему воздействию — 3,3% ($\Delta \bar{p}_{с.о.БТ} = 0,033$) и задающему (командному) воздействию — 2,3% ($\Delta \bar{p}_{с.о.КВ} = 0,023$) при уровне входных сигналов $\Delta \bar{p}_{вх} = \Delta \bar{p}_{БТ} = \Delta \bar{p}_{КВ} = 1$ (рис. 5).

Выводы и заключение

Анализ влияния каждого из ранее перечисленных мероприятий по снижению статических ошибок регулятора выявил следующие ограничения. Так, указанное изменение жесткости и площади мембранного чувствительного элемента лимитировано соответственно его прочностным и габаритно-массовым характеристикам. А увеличение наклона (тангенса угла наклона касательной) статической характеристики дроссельного крана приводит к усложнению его конструкции. Изменение же соотношения сторон рычага имеет минимальный конструктивный предел, при котором инерционный регулятор превращается в интегрирующий и приобретает склонность к флуктуациям выходной величины при малейшем, даже случайном, шумовом возмущении и не может снижать динамическую ошибку.

Список источников

1. Пиунов В. Ю., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Совершенствование энергетических характеристик кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков методом оптимизации конструктивных схем // Вест-

ник Московского авиационного института. 2017. Т. 24, № 3. С. 23–33.

2. Абдуллин М. Р., Давлатов Н. Б., Шигапов Р. Р. Анализ и классификация путей совершенствования жидкостных ракетных двигателей одно- и многоразового использования на углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителях // XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых): материалы междунар. молодёж. науч. конф.: в 6 т. Казань, 2019. Т. 2. С. 314–320. ISBN 978-5-6043565-3-1.

3. Косовягин К. В., Скоморохов Г. И. Моделирование газодинамического тракта тарельчатого сопла жидкостного ракетного двигателя с обратным потоком в кольцевой камере сгорания // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2019. Т. 15, № 1. С. 100–106. DOI: 10.25987/VSTU.2019.15.1.015.

4. Орлин С. А. Повышение экономичности кислородно-углеводородных жидкостных ракетных двигателей различного назначения путем внедрения промежуточного охладителя // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 4 (16). С. 30.

5. Яковлев А. Б. К вопросу о выборе схемы двигательной установки летательного аппарата // Омский научный вестник. 2013. № 1 (117). С. 109–113.

6. Калачевский Б. А., Яковлев А. Б. ЖРДУ как исполнительный орган системы управления движением // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2012. № 5. С. 46–51.

7. Беляков В. В., Ивченко В. Д. Система управления тягой ракетного двигателя на основе параметров рабочего тела // Вестник МГТУ МИРЭА. 2013. № 1. С. 125–128.

8. Яковлев А. Б., Лиман А. А. Динамическая модель ЖРДУ с однокомпонентным газогенератором // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2010. № 4. С. 36–40.

9. Кузьменко И. А., Яковлев А. Б. Исследование свойств системы автоматического регулирования жидкостной ракетной двигательной установки с интегрирующим регулятором // Омский научный вестник. 2019. № 1 (163). С. 17–21. DOI: 10.25206/1813-8225-2019-163-17-21.

10. Лебединский Е. Н., Мосолов С. В., Калмыков Г. П. [и др.]. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей. Москва: Машиностроение, 2009. 375 с. ISBN 978-5-217-03449-9.

11. Karimi H., Mohammadi R., Taheri E. E. Dynamic Simulation and Parametric Study of a Liquid Propellant Engine // 2007 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies. Istanbul, 2007. P. 219–224. DOI: 10.1109/RAST.2007.4283980.

12. Hetem A., Miraglia J., Burian R. [et al.]. Numerical Simulation of Liquid Propellant Rocket Engines // 2011 Proceedings of the 34th International Convention MIPRO. Opatija, 2011. P. 930–934.

13. Зенин Е. С., Меньшикова О. М., Федотчев В. А. Математическое моделирование регуляторов ЖРД // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2013. № 5. С. 20–24.

14. 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.

15. Волков Е. Б., Сырицын Т. А., Мазинг Г. Ю. Статика и динамика ракетных двигательных установок. Книга II. Динамика. Москва: Машиностроение, 1978. 320 с.

16. Беляев Е. Н., Чванов В. К., Черваков В. В. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей. Москва: Изд-во МАИ, 1999. 228 с. ISBN 5-7035-2221-8.

ДРОНЬ Михаил Михайлович, старший преподаватель кафедры «Авиа- и ракетостроение». SPIN-код: 4484-6528; AuthorID (РИНЦ): 753150

ORCID: 0000-0002-6659-8039
AuthorID (SCOPUS): 57193434016
ResearcherID: E-9187-2014

ЯКОВЛЕВ Алексей Борисович, кандидат технических наук, доцент (Россия), заведующий кафедрой «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код: 8194-5800; AuthorID (РИНЦ): 488687

ORCID: 0000-0002-1987-2138

AuthorID (SCOPUS): 56503089200

ResearcherID: E-7451-2014

Адрес для переписки: yakovlev@omgtu.ru

Для цитирования

Дронь М. М., Яковлев А. Б. Исследование свойств инерционного регулятора системы регулирования тяги жидкостного ракетного двигателя // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2021. Т. 5, № 2. С. 98 – 105. DOI: 10.25206/2588-0373-2021-5-2-98-105.

Статья поступила в редакцию 26.03.2021 г.

© М. М. Дронь, А. Б. Яковлев

ANALYSIS OF PROPERTIES OF INERTIA REGULATOR OF THRUST CONTROL SYSTEM OF LIQUID ROCKET ENGINE

M. M. Dron, A. B. Yakovlev

Omsk State Technical University,
Russia, Omsk, Mira Ave., 11, 644050

The quality of the flight task of a space rocket system is determined among other things by the accuracy of maintaining and regulating the thrust of the rocket engine. Improving the accuracy and reducing errors in the engine mode control system will reduce the cost of space launches or allow you to put a large payload into orbit. The article presents a mathematical model of a controller with an inertial booster of a liquid-propellant rocket engine, identifies parameters and values that affect its accuracy, and considers measures to reduce static error.

Keywords: accuracy, automatic control system, static error, liquid fuel.

References

1. Pionov V. Yu, Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. Sovershenstvovaniye energeticheskikh kharakteristik kislородno-vodorodnykh zhidkostnykh raketnykh dvigateley razgonnykh blokov metodom optimizatsii konstruktivnykh skhem [Upper stage oxygen—hydrogen rocket engine energy characteristics improvement by structural scheme optimization method] // Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta. *Aerospace MAI Journal*. 2017. Vol. 24, no. 3. P. 23–33. (In Russ.).
2. Abdullin M. R., Davlatov N. B., Shigapov R. R. Analiz i klassifikatsiya putey sovershenstvovaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley odno- i mnogorazovogo ispol'zovaniya na uglevodorodnykh i azotosoderzhashchikh goryuchikh i okhladitelyakh [Analysis and classification of the ways to improve liquid rocket engines of non-reusable and reusable applying on hydrocarbon and nitrogen-containing fuels and coolers] // XXIV Tupolevskiy chteniya (shkola molodykh uchenykh). XXIV Tupolevskiy chteniya (shkola molodykh uchenykh). In 6 vols. Kazan, 2019. Vol. 2. P. 314–320. (In Russ.).
3. Kosovyagin K. V., Skomorokhov G. I. Modelirovaniye gazodinamicheskogo trakta tarel'chatogo sopla zhidkostnogo raketnogo dvigatelya s obratnym potokom v kol'tsevoy kamere sgoraniya [Design of the gas dynamic tract of the disc nozzle of a liquid rocket engine with reverse flow in an annular combustion chamber] // Vestnik Voronezhskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. *Bulletin of the Voronezh State Technical University*. 2019. Vol. 15, no 1. P. 100–106. DOI: 10.25987/VSTU.2019.15.1.015. (In Russ.).
4. Orlin S. A. Povysheniye ekonomichnosti kislородno-uglevodorodnykh zhidkostnykh raketnykh dvigateley razlichnogo naznacheniya putem vnedreniya promezhutochnogo okhladitelya [Increase of intermediate coolant lox-he engines efficiency of various application] // Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2013. No. 4 (16). P. 30. (In Russ.).
5. Yakovlev A. B. K voprosu o vybore skhemy dvigatel'noy ustanovki letatel'nogo apparata [To a question of a choice of the scheme of the propulsion system of the aircraft] // Omskiy nauchnyy vestnik. *Omsk Scientific Bulletin*. 2013. No. 1 (117). P. 109–113. (In Russ.).
6. Kalachevskiy B. A., Yakovlev A. B. ZhRDU kak ispolnitel'nyy organ sistemy upravleniya dvizheniyem [The liquid rocket engine as an executive organ of a control system of movement] // Polet. Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskii zhurnal. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot» («Flight»)*. 2012. No 5. P. 46–51. (In Russ.).
7. Belyakov V. V., Ivchenko V. D. Sistema upravleniya tyagoy raketnogo dvigatelya na osnove parametrov rabochego tela [Traction control system rocket engine based on the parameter combustion products] // Vestnik MGTU MIREA. *Herald of MSTU MIREA*. 2013. No 1. P. 125–128. (In Russ.).
8. Yakovlev A. B., Liman A. A. Dinamicheskaya model' ZhRDU s odnokomponentnym gazogeneratorom [Dynamic model of a liquid propellant motor with one-stage gas-generator] // Polet. Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskii zhurnal. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot» («Flight»)*. 2010. No. 4. P. 36–40. (In Russ.).
9. Kyzmenko I. A., Yakovlev A. B. Issledovaniye svoystv sistemy avtomaticheskogo regulirovaniya zhidkostnoy raketnoy dvigatel'noy ustanovki s integriruyushchim regulyatorom [Investigation of properties of system of automatic control of liquid-propellant rocket propulsion system with integrating regulator] // Omskiy nauchnyy vestnik. *Omsk Scientific Bulletin*. 2019. No. 1 (163). P. 17–21. DOI: 10.25206/1813-8225-2019-163-17-21. (In Russ.).
10. Lebedinskiy E. N., Mosolov S. V., Kalmykov G. P. [et al.]. Komp'yuternyye modeli zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Computer models of liquid-propellant rocket engines]. Moscow, 2009. 375 p. ISBN 978-5-217-03449-9. (In Russ.).
11. Karimi H., Mohammadi R., Taheri E. E. Dynamic Simulation and Parametric Study of a Liquid Propellant Engine // 2007 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies. Istanbul, 2007. P. 219–224. DOI: 10.1109/RAST.2007.4283980. (In Engl.).
12. Hetem A., Miraglia J., Burian R. [et al.]. Numerical Simulation of Liquid Propellant Rocket Engines // 2011 Proceedings of the 34th International Convention MIPRO. Opatija, 2011. P. 930–934. (In Engl.).
13. Zenin E. S., Menshikova O. M., Fedotchev V. A. Matematicheskoye modelirovaniye regulyatorov ZhRD [Mathematical modelling of regulators liquid propellant rocket engine] // Polet. Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskii zhurnal. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot» («Flight»)*. 2013. No. 5. P. 20–24. (In Russ.).
14. Belyayev E. N., Kolomentsev A. I., Nasimento L. B., Nazarov V. P. Vliyaniye konstruktivnykh parametrov regulyatora rashkoda na ego staticheskiye i dinamicheskiye kharakteristiki [Influence of design parameters of a flow regulator on its static and dynamic characteristics] // Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo

aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M. F. Reshetneva. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M. F. Reshetneva*. 2014. No. 1 (53). P. 109–113. (In Russ.).

15. Volkov E. B., Syritysn T. A., Mazing G. Yu. Statika i dinamika raketnykh dvigatel'nykh ustanovok. Kniga II. Dinamika [Statics and dynamics of rocket propulsion systems. Book II. Dynamics]. Moscow, 1978. 320 p. (In Russ.).

16. Belyayev E. N., Chvanov V. K., Chervakov V. V. Matematicheskoye modelirovaniye rabochego protsessa zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Mathematical modeling of liquid rocket engines working process]. Moscow, 1999. 228 p. ISBN 5-7035-2221-8. (In Russ.).

DRON Mikhail Mikhailovich, Senior Lecturer of Aircraft and Rocket Building Department.

SPIN-code: 4484-6528

AuthorID (RSCI): 753150

ORCID: 0000-0002-6659-8039

AuthorID (SCOPUS): 57193434016

ResearcherID: E-9187-2014

YAKOVLEV Aleksey Borisovich, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of Aircraft and Rocket Building Department.

SPIN-code: 8194-5800

AuthorID (RSCI): 488687

ORCID: 0000-0002-1987-2138

AuthorID (SCOPUS): 56503089200

ResearcherID: E-7451-014

Correspondence address: yakovlev@omgtu.ru

For citations

Dron M. M., Yakovlev A. B. Analysis of Properties of Inertia Regulator of Thrust Control System of Liquid Rocket Engine // Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2021. Vol. 5, no. 2. P. 98–105. DOI: 10.25206/2588-0373-2021-5-2-98-105.

Received March 26, 2021.

© M. M. Dron, A. B. Yakovlev