

УДК 621.45.053

- Андриевский М. В.** аспирант кафедры двигателестроения, Днепропетровский национальный университет имени О. Гончара, Днепр, Украина; нач. отдела двигателестроения украинского филиала компании Skyroga Ltd, Эдинбург, Великобритания, e-mail: andrievsky.ukraine@gmail.com;
- Митиков Ю. А.** кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой двигателестроения, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепр, Украина, e-mail: mitikov2017@gmail.com;
- Шамровский Д. А.** канд. техн. наук, частный предприниматель, Днепр, Украина, e-mail: Dmitryshamr@gmail.com

ОСОБЕННОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАКРЫТОЙ СХЕМЫ, РАБОТАЮЩЕГО НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

Актуальность. XXI век уже охарактеризовался новым витком развития космических технологий. Все больше частных компаний выходят на рынок пусковых услуг, предлагая ракеты-носители (РН) разных классов. Наиболее активно в последнее время развивается ниша ракет-носителей легкого класса, которые для сохранения конкурентоспособности должны быть максимально простыми и безопасными как в эксплуатации, так и для окружающей среды. В силу этих обстоятельств, все более популярными становятся экологически чистые высококипящие компоненты топлива, такие как перекись водорода — керосин, что делает разработку схем таких двигателей актуальной.

Цель. Целью данной работы является разработка и математическое моделирование схемы регулирования ракетного двигателя, работающего на экологически чистых высококипящих компонентах топлива. Данная схема должна обеспечить регулирование двигателя по давлению газов в камере сгорания в широком диапазоне при неизменном соотношении компонентов топлива.

Метод. Математическое моделирование регулирования проводится путем решения системы алгебраических нелинейных уравнений, описывающих работу двигателя.

Результаты. Разработана закрытая схема ракетного двигателя, работающего на экологически чистых высококипящих компонентах топлива, основной особенностью которой является наличие частичного расхода окислителя на газогенератор. Выполнено математическое моделирование регулирования такого двигателя по режиму и соотношению компонентов топлива.

Научная новизна состоит в том, что управление режимом двигателя осуществляется совместной работой двух дросселей, установленных по линии питания газогенератора и камеры окислителя. Такая схема позволяет регулировать двигатель в очень широком диапазоне давления газов в камере сгорания при сохранении неизменным заданного соотношения компонентов топлива, что значительно упрощает работу системы управления расходом топлива и позволяет снизить диапазон располагаемых приведенных потерь на дросселях. При этом, управление соотношением расходов компонентов топлива осуществляется дросселем, установленным по линии питания камеры горючим, который работает независимо от системы управления режимом двигателя.

Практическая значимость определяется проведенным математическим моделированием схемы регулирования ракетного двигателя при совместной работе двух дросселей. Показано как совместное влияние двух дросселей на режим работы двигателя, так и отдельное влияние каждого из дросселей. Результат работы позволяет перейти к практической реализации схемы и экспериментальной отработке.

Ключевые слова: регулирование ракетного двигателя; перекись водорода; приведенные потери; соотношение компонентов топлива.

ВВЕДЕНИЕ

XXI век уже охарактеризовался активной коммерциализацией космоса. Все больше стран выходят на рынок пусковых услуг. Более того, даже частные компании, такие как Space X, Blue Origin и Rocket Labs предоставляют услуги по выведению груза на околоземную орбиту.

Так же, в настоящее время появилась тенденция на разработку и создание ракет-носителей легкого класса. В связи с тем, что такие ракеты-носители должны быть максимально простыми

в эксплуатации, все более популярными становятся экологически чистые высококипящие компоненты топлива. Одним из наиболее доступных экологически чистых высококипящих компонентов топлива является пара перекись водорода — керосин. Особенно эта пара компонентов топлива актуальна для верхних ступеней ракет-носителей, так как допускает многократное включение двигателя. Известно, что Европейское космическое агентство даже объявило тендер на разработку высотного ракетного двигателя, работающего на

экологически чистых высококипящих компонентах топлива [1]. В связи с этим появляется значительное количество научных исследований, направленных на разработку простых и, в то же время, эффективных двигателей, работающих на паре компонентов перекись водорода – керосин [2].

Наиболее сложными вопросами при разработке ракетных двигателей являются вопросы их регулирования и запуска. Данная статья рассматривает схему регулирования двигателя, работающего на компонентах перекись водорода – керосин по схеме с дожиганием генераторного газа. Особенностью схемы является то, что только часть перекиси водорода от суммарного расхода по двигателю подается в газогенератор. При этом остальная часть перекиси водорода подается напрямую в камеру сгорания.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Целью данной работы является разработка закрытой схемы ракетного двигателя, работающего на экологически чистых высококипящих компонентах топлива, которая бы позволяла регулировать двигатель в широком диапазоне давления газов в камере сгорания при поддержании заданного значения соотношения компонентов топлива. Должно быть выполнено метаматематическое моделирование регулирования такой схемы и показаны ее преимущества по сравнению существующими схемами.

2 ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ

Хотя перекись водорода довольно широко используется в промышленности с конца XIX века, в ракетной технике она получила распространение в 30-х годах XX века в Германии. Перекись водорода использовалась в различных двигательных установках как в качестве вспомогательного компонента для привода турбины, например, на двигателе немецкой ракеты V-2, так и в качестве основного компонента топлива на различных британских двигательных установках серии «Альфа», «Бета» и «Гамма». Однако, все британские ракетные двигатели были выполнены по простой открытой схеме и не отличались высокими удельными характеристиками. Регулирование всех этих двигателей, как правило, осуществлялось путем изменения массового расхода компонентов топлива на турбину при помощи дросселя [7].

Более современным поколением ракетных двигателей, использующих в качестве окислителя перекись водорода, стали российские двигательные установки РД-502 и РД-510, которые разрабатывались как один из вариантов разгонного блока для лунной миссии СССР. Эти двигатели были выполнены по схеме с дожиганием продуктов разложения перекиси водорода и имели возможность регулирования в широком диапазоне. Система регулирования двигателя РД-502

обеспечивалась установленным дросселем на байпасной линии, идущей в обход парогенератора сразу в газовод. Такая система позволяла регулировать его в широком диапазоне, однако, приводила к значительному отклонению коэффициента соотношения компонентов топлива от номинального значения [8].

3 МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

Особенностью двигателей, работающих на компонентах топлива перекись водорода – керосин, является то, что перед подачей перекиси водорода в камеру двигателя она должна быть разложена на катализаторе. Это обусловлено необходимостью обеспечить надежное зажигание компонентов топлива в камере сгорания без применения дополнительных устройств или пускового горючего. Кроме того, это позволяет добиться устойчивого процесса горения [3, 4].

Схема с дожиганием генераторного газа в камере сгорания является более экономичной, чем открытая схема, поэтому стремление применить такую схему для ракетного двигателя коммерческого применения представляется вполне обоснованным и целесообразным.

Отличительной чертой рассматриваемой пары компонентов топлива является высокое значение стехиометрического соотношения компонентов топлива $km_0 = 8$ [5], поэтому окислителя в топливе очень много. Особенностью продуктов разложения перекиси водорода является наличие в их составе большого количества газообразной воды, что позволяет подавать такой газ на турбину с достаточно высокой температурой без опасения возгорания. Как следствие, при проектировании двигателя, работающего по схеме с дожиганием генераторного газа, целесообразно подавать на турбину только часть окислителя от общего расхода по двигателю. Это обусловлено рядом причин:

- в случае подачи полного расхода на турбину, перепад давления на ней будет стремиться к единице, что приведет к существенному увеличению габаритов турбины и соплового аппарата, а так же к снижению КПД турбины [6];

- в случае подачи полного расхода на турбину, габариты газогенератора значительно увеличиваются;

- отбор части расхода окислителя на камеру обеспечивает существенный запас энергии для настройки двигателя;

- такая схема позволяет обеспечить широкий диапазон регулирования двигателя.

Рассмотрим три случая регулирования ракетного двигателя, работающего по закрытому циклу на компонентах топлива перекись водорода – керосин. В первом случае рассмотрим регулирование при помощи дросселя, установленного по линии питания газогенератора, во втором случае

рассмотрим случай регулирования при помощи дросселя, установленного по линии питания камеры перекисью водорода, и в третьем случае рассмотрим совместное регулирование двумя дросселями.

На рис. 1 представлена схема регулирования двигателя. Дроссель 1 предназначен для управления системой одновременного опорожнения баков, дроссели поз. 2 и 3 предназначены для управления режимом работы двигателя.

Из схемы видно, что при раскрытии дросселя 2 расход на газогенератор будет увеличиваться, что приведет к форсированию двигателя. Перекрытие дросселя 3 также будет приводить к форсированию двигателя.

Рассмотрим случай, когда регулирование режима двигателя осуществляется только дросселем 2, установленным по линии питания газогенератора перекисью водорода. Очевидно, что увеличение приведенных потерь на нем приведет к дросселированию двигателя, а уменьшение приведенных потерь — к форсированию.

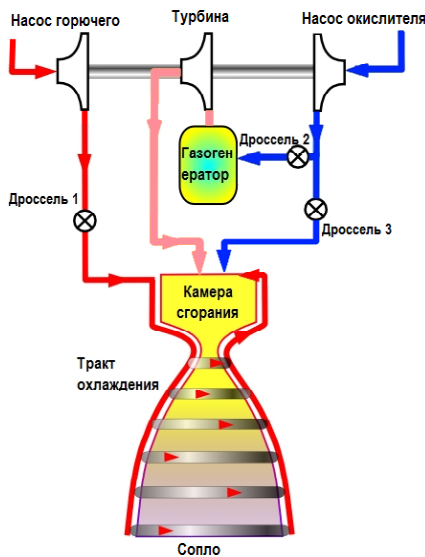


Рисунок 1. Схема регулирования двигателя

Из рис. 2 видно, что для регулирования режима двигателя в диапазоне от -30 до +25 % от номинальной величины, диапазон приведенных потерь на дросселе 2 должен составлять 70 бар. По мере увеличения приведенных потерь на дросселе 2, происходит уменьшение соотношения компонентов в камере сгорания. При этом, отклонение km от номинальной величины достигает 10 %.

Рассмотрим случай, когда регулирование осуществляется только дросселем 3.

Из рис. 3 следует, что для осуществления регулирования режима двигателя при помощи одного дросселя 3 в диапазоне от -30 до +12 %, приведенные потери на нем должны лежать в диапазоне от 2 до 85 бар. При этом увеличение приведенных потерь на дросселе также приводит к

изменению коэффициента соотношения компонентов топлива в сторону его уменьшения.

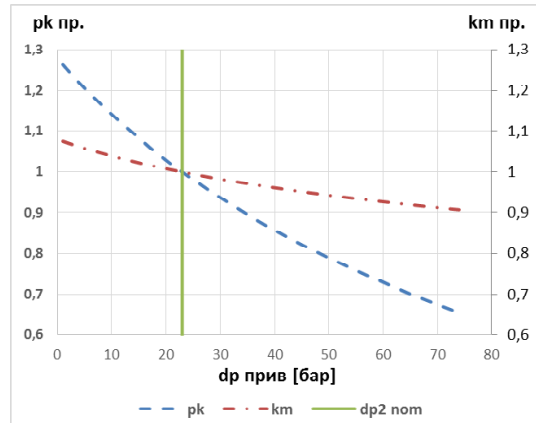


Рисунок 2. Изменение основных параметров двигателя в зависимости от приведенных потерь на дросселе 2: km пр. — относительное соотношение окислителя и горючего в камере сгорания; pk пр. — относительное давление в камере сгорания; $dp2$ ном — номинальные приведенные потери на дросселе 2

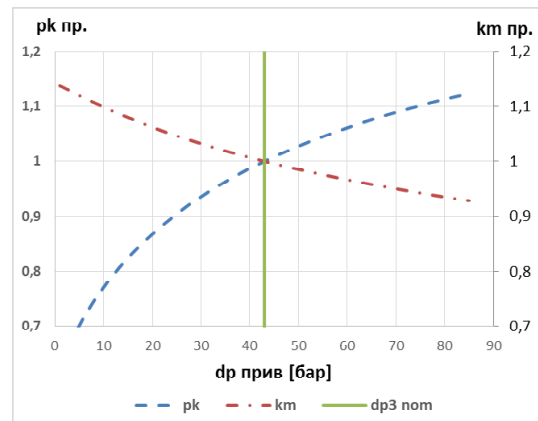


Рисунок 3. Изменение основных параметров двигателя в зависимости от приведенных потерь на дросселе 3: km пр. — относительное соотношение окислителя и горючего в камере сгорания; pk пр. — относительное давление в камере сгорания; $dp3$ ном — номинальные приведенные потери на дросселе 3

Очевидно, что изменение коэффициента соотношения компонентов топлива при осуществлении регулирования режима двигателя приводит к усложнению работы системы управления расходом топлива (СУРТ). Это обстоятельство приводит к необходимости поиска способа регулирования, при котором коэффициент соотношения компонентов топлива оставался бы постоянным.

Поскольку увеличение приведенных потерь на дросселях 2 и 3 приводит к изменению величины соотношения компонентов топлива в одном направлении, а к изменению давления в камере сгорания в противоположных направлениях, то можно рассчитать регулирование таким образом, чтобы при изменении режима работы

двигателя соотношение компонентов топлива в камере сгорания оставалось неизменным.

На рис. 4 представлены результаты расчета совместного регулирования двигателя дросселями 2 и 3 при поддержании номинальной величины соотношения компонентов топлива.

На рис. 2, 3 и 4 $k_{m\text{ пр.}}$ — относительное соотношение окислителя и горючего в камере сгорания, определяемое как отношение величины текущего соотношения компонентов топлива к его номинальному значению $k_{m_i}/k_{m_{\text{ном}}}$; $p_k\text{ пр.}$ — относительное давление в камере сгорания, определяемое как отношение величины текущего давления в камере к номинальному значению.

Из рис. 4 видно, что совместное регулирование дросселями 2 и 3 имеет ряд преимуществ по сравнению с регулированием одним дросселем:

- необходимый диапазон изменения приведенных потерь на дросселях значительно снижается по сравнению со случаями регулирования одним из дросселей;
- можно поддерживать заданную величину коэффициента соотношения окислителя в камере сгорания двигателя.

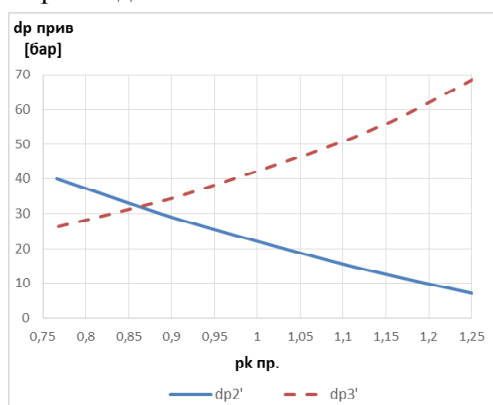


Рисунок 4. Изменение давления в камере двигателя в зависимости от изменения приведенных потерь на дросселях 2 и 3: dp_2' и dp_3' — приведенные потери на дросселях 2 и 3 соответственно при их совместной работе

В таблице 1 представлены параметры в камере двигателя в зависимости от приведенных потерь на дросселях 2 и 3.

Таблица 1. Совместное регулирование дросселями 2 и 3

dp прив. 2	7	12	17	22	27	32	40
dp прив. 3	68,5	57	49	42	36,5	32	26
$p_k\text{ пр.}$	1,25	1,16	1,08	1,00	0,93	0,86	0,77
$k_{m\text{ пр.}}$	1						

Из таблицы 1 видно, что уменьшение приведенных потерь на дросселе 2 и их увеличение на дросселе 3 происходит форсирование двигателя при сохранении постоянного коэффициента соотношения компонентов топлива.

Необходимо отметить, что при таком регулировании по давлению газов в камере сгорания, коэффициент соотношения компонентов топлива в камере будет поддерживаться постоянным, заданным за счет изменения приведенных потерь давления на дросселе 1, который предназначен для системы управления расходом топлива.

4 ОБСУЖДЕНИЕ

На рис. 2, где рассматривается регулирование двигателя только при помощи дросселя 2, установленного по линии питания газогенератора, видно, что увеличение приведенных потерь на дросселе приводит к дросселированию двигателя и к отклонению коэффициента соотношения компонентов топлива в сторону его уменьшения. Эта схема является примером прямого регулирования, когда мощность двигателя регулируется путем изменения величины массового расхода на турбину. Как правило, такая схема характерна для двигателей, работающих по открытой схеме.

На рис. 3, где рассматривается регулирование при помощи только дросселя 3, установленного по линии питания камеры высококонцентрированной перекисью водорода, видно, что увеличение приведенных потерь на дросселе 3 приводит к форсированию двигателя, а уменьшение приведенных потерь — к дросселированию. Такая схема очень близка к схеме регулирования двигателя РД-502, РД-510 и РД-161П. Недостатком такой схемы регулирования является отклонение коэффициента соотношения компонентов топлива от номинальной величины при регулировании режима двигателя.

На рис. 4, где рассматривается совместное регулирование двумя дросселями 2 и 3, представлено такие зависимости изменения приведенных потерь давления на дросселях, при реализации которых коэффициент соотношения компонентов топлива остается постоянным.

ВЫВОДЫ

В статье рассмотрены особенности проектирования и регулирования двигателя, работающего на компонентах топлива перекись водорода — керосин, с дожиганием окислительного генераторного газа при не полном расходе окислителя через газогенератор. Была разработана математическая модель для расчета регулирования такого двигателя.

Предложенная схема регулирования обладает рядом преимуществ:

1. По сравнению с регулированием одним дросселем, такая схема позволяет существенно сузить необходимый диапазон изменения приведенных потерь давления на дросселях для обеспечения заданного диапазона регулирования.

2. Совместное регулирование дросселями 2 и 3 позволяет поддерживать постоянное значение

коэффициента соотношения компонентов топлива, заданное положением дросселя СУРТ.

3. Предложенная схема позволяет свести к минимуму взаимное влияние системы регулирования режима двигателя и системы управления расходом топлива.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1]. De Selding, Peter B. SSTL Developing Non-toxic Thruster ahead of Possible European Hydrazine Ban [Electronic resource] / Peter B. de Selding // Spacenews. — Access mode: <http://spacenews.com/sstl-developing-non-toxic-thruster-ahead-of-possible-european-hydrazine-ban/>. — 8.01.2016.
- [2]. William, E. Peroxide propulsion at the turn of the century / E. William // NASA techdocs. — 2013. — 62 p. ISBN 978-1289165130.
- [3]. Huzel D. K. Design of Liquid Propellant Rocket Engines / D. K. Huzel, D. H. Huang. — Huston : National Aerospace And Space Administration, 1967. — 461 p.

- [4]. Broughton L.W. Development of the Beta I Rocket Motor / L.W. Broughton, W. Kretschmer. — Farnborough: Royal Aircraft Establishment, 1951. — 50 p.
- [5]. Васильев А. П. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей : В 2 кн. Учеб. для авиац. спец. вузов / А. П. Васильев, В. М. Кудрявцев, А. В. Кузнецов и др. ; Под ред. В. М. Кудрявцева. - М. : Высш. шк., 1993. — 368 с.
- [6]. Овсянников Б. В. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей / Б. В. Овсянников, Б. И. Боровский. — М. : Машиностроение, 1951. — 376 с.
- [7]. Hill C. N. History of British Rocketry / C. N. Hill — London : Imperial College Press, 2012. — 379 p.
- [8]. Архангельский В. И., Судаков В. С. Из истории разработки ЖРД на перекиси водорода в «НПО Энергомаш» / В. И. Архангельский, В. С. Судаков — М. : НПО Энергомаш, 2007. — 6 с.

Статья поступила в редакцию 19.04.2018

Андрієвський М. В. аспірант кафедри двигунобудування, Дніпровський національний університет імені О. Гончара, Дніпро, Україна; нач. відділу двигунобудування української філії компанії Skyroga Ltd, Едінбург, Великобританія, e-mail: andrievsky.ukraine@gmail.com

Мітіков Ю. О. кандидат технічних наук, доцент, завідувач кафедри двигунобудування, Дніпровський національний університет ім. О. Гончара, Дніпро, Україна, e-mail: mitikov2017@gmail.com

Шамровський Д. О. канд. техн. наук, приватний підприємець, Дніпро, Україна, e-mail: Dmitryshamr@gmail.com

ОСОБЛИВОСТІ РЕГУЛЮВАННЯ РАКЕТНОГО ДВИГУНА ЗАМКНУТОЇ СХЕМИ, ЩО ПРАЦЮЄ НА ЕКОЛОГІЧНО ЧИСТИХ ВИСОКОКИПЛЯЧИХ КОМПОНЕНТАХ ПАЛИВА

Актуальність. XXI століття вже охарактеризувалося новим витком розвитку космічних технологій. Все більше приватних компаній виходить на ринок пускових послуг, пропонуючи ракети-носії різних класів. Найбільш активно останнім часом розвивається ніша ракет-носіїв легкого класу, які для збереження конкурентоспроможності повинні бути максимально простими і безпечними як в експлуатації, так і для навколишнього середовища. В силу цих обставин, все більш популярними стають екологічно чисті висококиплячі компоненти палива, такі як перекис водню — газ, що робить дослідження схем таких двигунів актуальним.

Мета. Метою даної роботи є розробка і математичне моделювання схеми регулювання ракетного двигуна, що працює на екологічно чистих висококиплячих компонентах палива. Дана схема повинна забезпечити регулювання двигуна в широкому діапазоні при незмінному співвідношенні компонентів палива в камері згорання.

Метод. Математичне моделювання регулювання проводиться шляхом вирішення системи алгебраїчних та диференціальних рівнянь, що описують роботу двигуна.

Результати. Розроблено закриту схему ракетного двигуна, що працює на екологічно чистих висококиплячих компонентах палива з частковою витратою окислювача на газогенератор. Виконано математичне моделювання регулювання режиму такого двигуна та системи управління витратою палива (СУРТ).

Наукова новизна полягає в тому, що управління режимом двигуна здійснюється спільною роботою двох дроселів, встановлених по лінії живлення газогенератора і камери окислювача. Така схема дозволяє регулювати двигун в дуже широкому діапазоні тиску газів в камері згорання при збереженні заданого коефіцієнту співвідношення компонентів палива, що значно спрощує роботу системи управління витратою палива і дозволяє знизити діапазон наявних зведених витрат на дроселях. При цьому, управління витратою палива здійснюється дроселем, встановленим по лінії живлення камери паливом, який працює незалежно від системи управління режимом двигуна.

Практична значущість визначається проведенням математичним моделюванням схеми регулювання двигуна під час сумісної роботи двох дроселів. Показаний як сумісний вплив обох дроселів на режим

роботи двигуна, так і окремий вплив кожного з них. Результати роботи дозволяють перейти до практичної реалізації схеми та експериментального відпрацювання.

Ключові слова: регулювання ракетного двигуна; перекис водню; наведені втрати; співвідношення компонентів палива.

Andriievskiy M. V. Postgraduate student of the Propulsion Systems Department, Oles Honchar Dnipro National University, Chief of the Propulsion Systems Department, Skyrora Ltd, Edinburg, UK, e-mail: andriievskiy.ukraine@gmail.com

Mitikov Yu. A. PhD, Head of the Propulsion Systems Department, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: mitikov2017@gmail.com

Shamrovskiy D. A. Candidate of Technical Science, Self Employer, Dnipro, Ukraine, e-mail: Dmitryshamr@gmail.com

CONTROL PECULIARITIES OF ROCKET ENGINE WHICH RUNS ON ECOLOGICALLY-FRIENDLY STORABLE PROPELLANT

Context. XXI century is characterized by very fast commercialization of the aerospace industry. More and more companies enter the launch market. For instance, Space X Company has launched 18 launch vehicles in 2017. Because of the large demand of the space market, tendency for development of small launch vehicles has appeared. Due to the struggle between operational simplicity of launch vehicle and low impact on the environment, an interest to ecologically-friendly storable propellant is growing up. Definitely that hydrogen peroxide with kerosene is the most available ecologically-friendly storable propellant which makes researches devoted to the development of such engines very important.

Objective of this article is development and mathematical simulation of control system of the rocket engine which runs on ecologically-friendly storable propellant. This system should provide engine control within a wide range of gas pressure in the combustion chamber at constant propellant mixture ratio.

Method. Mathematical simulation is conducted by solution of the system of algebraic and differential equations describing the engine operation.

Results. Mathematical simulation of different ways of control has been done and results have been compared. According to this data, suggested engine control system has the following advantages in accordance with the existing ways of control. Firstly, for providing required control range in comparison with the engine control by means of one control valve, it allows to reduce the range of hydraulic losses significantly. Secondly, joint control by means of control valves number 2 and 3 allows to avoid propellant mixture ratio deviation from nominal value. Thirdly, this control method simplifies operation of fuel control system by excluding the control system influence on propellant mixture. Moreover, this system provides extra power to compensate all hydraulic deviations and tune up the engine.

Keywords: rocket engine control; high-test peroxide; relative losses; propellant mixture ratio.

REFERENCES

- [1]. De Selding, Peter B. (2016). SSTL Developing Non-toxic Thruster ahead of Possible European Hydrazine Ban. Available at: <http://spacenews.com/sstl-developing-non-toxic-thruster-ahead-of-possible-european-hydrazine-ban/>
- [2]. William E. (2013) *Peroxide propulsion at the turn of the century*. NASA techdocs, . 62, ISBN 978-1289165130.
- [3]. Huzel D. K., Huang D. H. (1967) Design of Liquid Propellant Rocket Engines. Huston, National Aerospace and Space Administration, 461.
- [4]. Broughton L.W., Kretschmer W. (1951) Development of the Beta I Rocket Motor. Farnborough, Royal Aircraft Establishment, 50.
- [5]. Vasylev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov A.V. and others. (1993) Osnovy teoryi y rashcheta zhidkostnyh raketnyh dvigateley [Basics of liquid-propellant engines' theory and calculation]. Moscow, Graduate School Publ., 368.
- [6]. Ovsyannikov B. V., Borovskij B. V. (1951) Teoriya i raschet agregatov pitaniya zhidkostnyh raketnyh dvigatelej [Theory and Calculation of Liquid Rocket Engine's Feeding Systems]. Moscow, Mechanical Engineering, 376.
- [7]. Hill C. N. (2012) History of British Rocketry. London, Imperial College Press, 379.
- [8]. Arhangel'skiy V. I., Sudakov V. S. (2007) È Iz istorii razrabotki ZhRD na perekisi vodoroda v NPO Energomash [History of Liquid Rocket Development in NPO Energomash]. Moscow, NPO Energomash, 6.