

УДК 621.45.053

Андриевский М. В. аспирант кафедры двигателестроения, Днепропетровский национальный университет имени О. Гончара, г. Днепр, Украина; нач. отдела двигателестроения украинского филиала компании Skyroga Ltd, Эдинбург, Великобритания

ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ ЗАПУСКА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАКРЫТОГО ЦИКЛА, РАБОТАЮЩЕГО НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ ВЫСОКОКИПАЮЩИХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

Актуальность. В последнее время в мире стабильно возрастает интерес к ЖРД, работающим на экологически чистом топливе, что обусловлено законодательным отказом многих стран от токсичных компонентов. Второй тенденцией развития ракетной техники является необходимость снижения стоимости разработки и эксплуатации ракет-носителей (РН), что делает высококипящие экологически чистые компоненты топлива наиболее привлекательными для применения. Известно, что наиболее распространенными высококипящими экологически чистыми компонентами топлива является пара перекись водорода — керосин (спирт).

Цель. Целью данной работы является определение критических параметров, влияющих на запуск ЖРД закрытой схемы, работающего на экологически чистых высококипящих компонентах топлива. Второй целью данной статьи является рассмотрение различных способов запуска двигателя и формирование рекомендаций для получения устойчивого запуска как одного двигателя, так и одновременного запуска нескольких двигателей в связке.

Метод. Математическое моделирование запуска двигателя проведено путем решения системы нелинейных алгебраических и дифференциальных уравнений.

Результаты. Разработана схема запуска ракетного двигателя закрытого цикла, работающего на экологически чистых высококипящих компонентах топлива, выполнено математическое моделирование нескольких способов запуска ракетного двигателя закрытой схемы. Определены наиболее критические факторы, влияющие на процесс запуска двигателя.

Научная новизна. В результате математического моделирования определено, что наиболее критичным фактором, влияющим на запуск двигателя закрытого цикла, является величина работоспособности газа (RT) в камере сгорания двигателя. Исходя из этого, был сделан вывод, что необходимо принимать меры для уменьшения времени прихода горючего в камеру сгорания. Этого можно достичь, уменьшая заполняемую полость горючего, а также увеличивая быстродействие клапана горючего. Данные меры позволяют осуществить надежный запуск двигателя самотеком без применения дополнительных узлов. Однако для обеспечения синхронного запуска связки двигателей необходимо ввести дополнительный узел, который позволил бы вывести каждый двигатель на предварительную ступень тяги.

Практическая значимость состоит в определенных критических параметрах, которые влияют на запуск ракетного двигателя закрытого цикла, а также в сформированных рекомендациях к компоновке двигателя и его агрегатов, а также в рекомендациях по запуску связки из нескольких двигателей, что является наиболее актуальной задачей при проектировании современных РН.

Ключевые слова: запуск ракетного двигателя, перекись водорода, предварительная ступень тяги, клапан-замедлитель.

ВВЕДЕНИЕ

В последнее время в мире стабильно возрастает интерес к ЖРД, работающим на экологически чистых компонентах топлива. Это обусловлено отказом многих стран от токсичных компонентов топлива [1]. Второй тенденцией развития ракетной техники является необходимость снижения как стоимости разработки, так и эксплуатации ракет-носителей, что делает высококипящие экологически чистые компоненты топлива наиболее привлекательными для применения. Известно,

что наиболее распространенной высококипящей экологически чистой парой компонентов топлива является пара перекись водорода — керосин [2].

Перекись водорода весьма успешно использовалась в XX веке в ракетной технике немецкими инженерами в качестве вспомогательного компонента топлива, британскими инженерами как основной окислитель для двигателей серии Gamma, а так же американскими инженерами для двигателя AR2-3 [3]. Известно, что все эти

двигатели были выполнены по схеме без дожигания генераторного газа, что обусловило сравнительно небольшой удельный импульс, а также узкий диапазон регулирования [4].

При использовании перекиси водорода как основного окислителя, более целесообразно, на наш взгляд, рассматривать закрытую схему двигателя. В этом случае не происходит заметного усложнения конструкции, однако приводит к выигрышу в удельном импульсе, а также позволяет регулировать режим ЖРД в широком диапазоне [5].

Одной из наиболее сложных задач при создании ракетного двигателя является задача запуска двигателя. 90 % всех аварий двигателей происходит во время динамических процессов, что делает задачу по исследованию запуска двигателя исключительно актуальной.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В работе рассмотрено решение четырех основных задач. В первую очередь, необходимо определить наиболее оптимальную схему запуска двигателя. Основным критерием выбора схемы запуска является минимизация элементов, необходимых для организации надежного запуска двигателя. Второй задачей является определение критических факторов, влияющих на запуск двигателя. Третьей и четвертой задачей является создание рекомендаций по организации запуска двигателя закрытого цикла, работающего на компонентах перекись водорода – керосин, а также разработка алгоритма для синхронного выхода на режим связки двигателей. Количество ЖРД для конкретности примем равным девяти.

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 через турбину при помощи дросселя [6].

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 дви-

гатели были выполнены по схеме с дожиганием продуктов разложения перекиси водорода и имели возможность регулирования в широком диапазоне изменения основных параметров [6].

3 МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

Принята следующая принципиальная схема работы ЖРД закрытого цикла, работающего на компонентах перекись водорода – керосин. На рис. 1 представлена упрощенная схема двигателя, где К1 – это клапан по линии горючего, К2 – клапан по линии питания газогенератора окислителем и К3 – клапан по линии питания камеры двигателя окислителем. Рассмотрим последовательность открытия клапанов для обеспечения запуска двигателя. Учитывая, что в двигателях, использующих в качестве основного окислителя перекись водорода, окислитель перед подачей в камеру разлагается на катализаторе, а воспламенение горючего происходит при его контакте с высокотемпературным парогазом, содержащим свободный кислород. Учитывая эту конструктивную особенность, целесообразно в первую очередь произвести открытие клапана окислителя, питающего газогенератор К2.

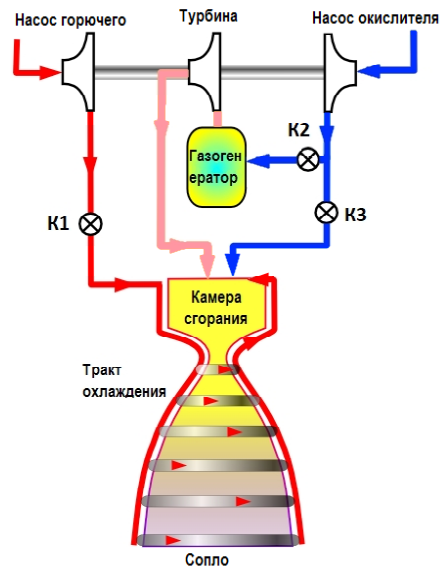


Рисунок 1. Принципиальная схема двигателя

Далее, через определенный промежуток времени открыть клапан по линии питания камеры окислителем К3. В данном случае величина задержки открытия К3 после К2 зависит от величины заполняемых объемов. Наиболее сложной частью организации запуска ракетного двигателя такой схемы, является определение времени открытия клапана горючего К1.

Для того, чтобы выявить все наиболее критичные параметры, влияющие на запуск двигателя и определить момент времени, когда должен быть открыт клапан горючего, выполним математическое

моделирование динамики двигателя при закрытом клапане горючего. На рис. 2 представлены результаты расчетов изменения массового расхода окислителя и горючего, оборотов ротора ТНА и давления в камере сгорания в относительных величинах. В данном случае относительная величина — это отношение текущего значения параметра, определенного на каждом шаге интегрирования системы дифференциальных уравнений к номинальному значению этого параметра, выраженное в процентах

$$G_{0отн} = \frac{G_{0i}}{G_{0н}} \times 100,$$

где $G_{0отн}$ — относительный расход окислителя;

G_{0i} — текущий расход окислителя;

$G_{0н}$ — номинальный расход окислителя;

$$G_{gотн} = \frac{G_{gi}}{G_{gn}} \times 100,$$

где $G_{gотн}$ — относительный расход горючего;

G_{gi} — текущий расход горючего;

G_{gn} — номинальный расход горючего;

$$n_{отн} = \frac{n_i}{n_n} \times 100,$$

где $n_{отн}$ — относительное число оборотов ротора ТНА;

n_i — текущее число оборотов ротора ТНА;

n_n — номинальное число оборотов ротора ТНА;

$$p_{kотн} = \frac{p_{ki}}{p_{kn}} \times 100,$$

где $p_{kотн}$ — относительное давление в камере сгорания;

p_{ki} — текущее давление в камере сгорания;

p_{kn} — номинальное давление в камере сгорания.

Из рис. 2 видно, что если керосин не поступил в камеру, число оборотов ротора ТНА практически в два раза превышает номинальную величину, что, как правило, приводит к разрушению конструкции турбонасосного агрегата. Учитывая, что для пары перекись водорода — керосин стехиометрическое соотношение $km = 8$, мощность насоса горючего значительно меньше, чем мощность насоса окислителя. Из этого следует вывод, что организация байпаса насоса горючего не приводит к существенному замедлению набора оборотов ротора ТНА. Исходя из этого, следует, что вылет оборотов ротора ТНА объясняется сравнительно низкой величиной комплекса RT продуктов разложения перекиси водорода, что приводит к пониженному давлению в камере сгорания и как следствие к повышенному перепаду давлений на турбине. По-

вышенный перепад на турбине приводит к появлению значительного избытка мощности на валу ТНА, вследствие чего обороты ротора вырастают значительно выше номинальных.

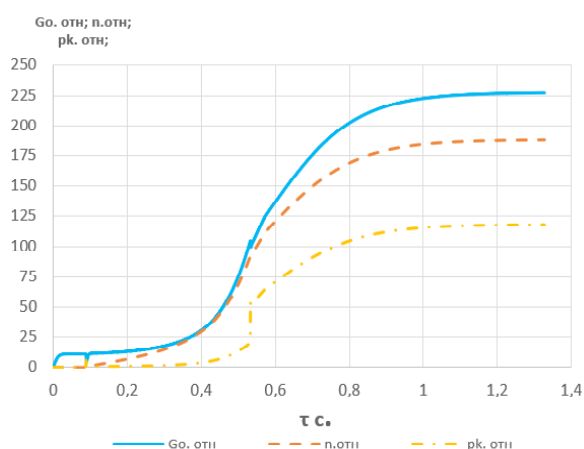


Рисунок 2. Динамика двигателя при работе в режиме монотоплива: $G_{0отн}$ — относительный расход окислителя; $n_{отн}$ — относительное число оборотов ротора ТНА; $p_{kотн}$ — относительное давление в камере сгорания

Проведем математическое моделирование запуска двигателя, когда клапан горючего К1 открывается совместно с клапаном К3. На рис. 3 представлен расчет динамики двигателя. Результаты расчетов, которые приведены на графике, подтверждают, что двигатель выходит на режим только когда значение комплекса RT камерного газа соответствует номинальной величине. Это происходит только при поступлении горючего в камеру сгорания. На графике видно большой заброс оборотов ротора ТНА. Это обусловлено тем, что время от момента подачи команды на открытие клапана горючего и его попадание в камеру слишком велико для данного типа запуска.

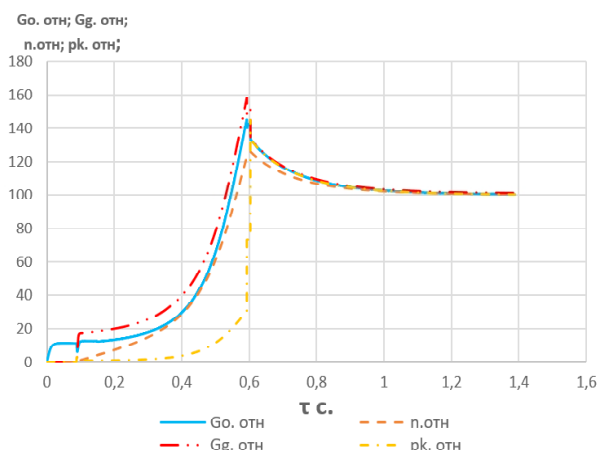


Рисунок 3. Запуск двигателя с забросом основных параметров: $G_{0отн}$ — относительный расход окислителя; $n_{отн}$ — относительное число оборотов ротора ТНА; $G_{gотн}$ — относительный расход горючего; $p_{kотн}$ — относительное давление в камере сгорания

Это позволяет сделать вывод, что промежуток между подачей команды на открытие клапана горючего и его попаданием в камеру сгорания должен быть как можно меньше. Задача уменьшения времени поступления горючего в камеру решается увеличением быстродействия главного клапана горючего или уменьшением заполняемого горючим объема, то есть размещением клапана в непосредственной близости к форсуночной головке. На рис. 4 представлен расчет запуска двигателя с уменьшенной полостью горючего.

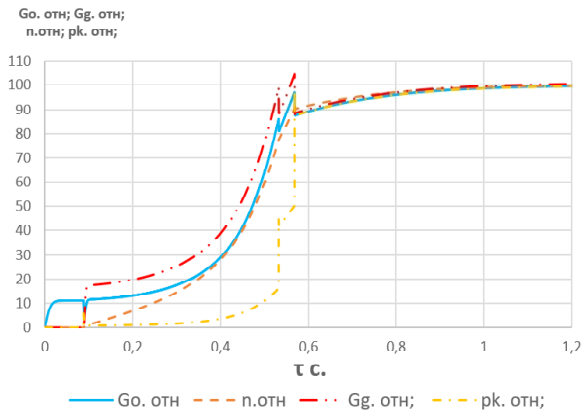


Рисунок 4. Запуск двигателя без заброса основных параметров: $G_{0отн}$ — относительный расход окислителя; $n_{отн}$ — относительное число оборотов ротора ТНА; $G_{готн}$ — относительный расход горючего; $p_{k отн}$ — относительное давление в камере сгорания

Результаты математического моделирования, представленные на рис. 4, подтверждают, что организовать устойчивый запуск двигателя такой схемы самотеком без применения каких-либо дополнительных устройств вполне возможно. Однако, принимая во внимание, что время задержки реакции разложения перекиси водорода на катализаторе тяжело прогнозируемая величина, так как зависит не только от количества стабилизаторов в перекиси водорода, но и от ее температуры. Благодаря этому обстоятельству становится целесообразным подавать команду на открытие клапана горючего не по времени, а по показаниям датчика давления, установленного либо в полости после турбины, либо в камере сгорания. Такой подход гарантированно позволяет исключить вероятность жесткого запуска, если горючее придет в камеру сгорания первым.

Однако, это едва ли снижает риск аварийного запуска вследствие заброса оборотов выше номинальных. Более того, в этом случае не решается задача запуска связки двигателей, так как в реальности в длительность запуска будет вноситься существенная погрешность благодаря неопределенности времени задержки начала интен-

сивного разложения перекиси водорода на катализаторе и разбросам характеристик узлов двигателя.

Данные обстоятельства наталкивают на мысль, что для увеличения надежности запуска и решения задачи запуска связки двигателей необходимо организовывать запуск двигателя с выходом на предварительную ступень тяги. Для этого необходимо ввести в линию питания окислителем газогенератора дополнительный элемент, который бы в закрытом положении работал как жиклер, уменьшающий расход окислителя, приводящего в действие турбину, а в процессе открытия выводил двигатель на номинальный режим. В качестве подобного управляемого сопротивления предложен клапан-замедлитель с управляемым изменением величины гидравлического сопротивления по команде от системы управления. Таким образом, на предварительной ступени расход на турбину существенно снизится, что приведет к снижению оборотов ТНА. По сигналу датчика давления, установленного в камере двигателя, клапан-замедлитель плавно за 1 секунду должен вывести двигатель на номинальный режим. На рис. 5 представлен расчет запуска двигателя с клапаном-замедлителем.

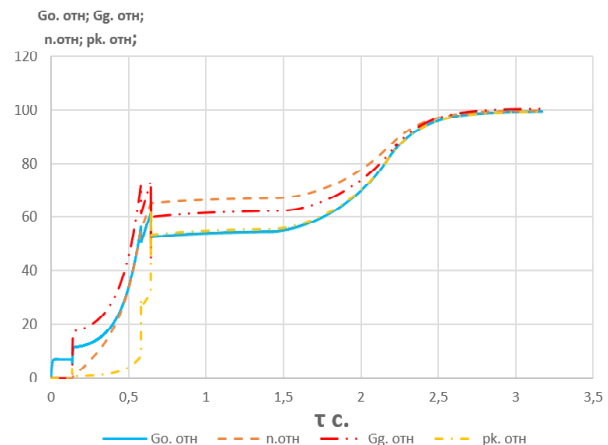


Рисунок 5. Запуск двигателя с выходом на предварительную ступень тяги: $G_{0отн}$ — относительный расход окислителя; $n_{отн}$ — относительное число оборотов ротора ТНА; $G_{готн}$ — относительный расход горючего; $p_{k отн}$ — относительное давление в камере сгорания

Как видно из результатов расчета, представленных на рис. 5, введение клапана-замедлителя позволяет замедлить выход двигателя на режим, что позволяет запускать двигатель безаварийно. Так же использование этого элемента позволяет гарантированно вывести двигатель на предварительную ступень, после чего, получив сигнал от датчика давления, посредством программного от-

крытия клапана-замедлителя можно плавно вывести двигатель на режим.

Такой подход позволяет не только увеличить надежность запуска и нивелировать погрешности, связанные с временем задержки реакции разложения перекиси водорода на катализаторе, но и позволяет синхронно вывести связку двигателей на заданный режим тяги.

Для синхронного выхода связки на режим каждый из двигателей должен быть оснащен клапаном-замедлителем и датчиком давления в камере сгорания. В этом случае клапаны-замедлители начинают одновременно открываться после того, как каждый датчик передаст системе управления сигнал о выходе своего двигателя на стабильную предварительную ступень. Такой подход позволяет очень точно и одновременно вывести связку двигателей на режим.

ВЫВОДЫ

Из представленного материала можно сделать следующие выводы:

1. Двигатель закрытого цикла, работающий на компонентах перекиси водорода – керосин можно запустить самотеком, не используя для этого дополнительных агрегатов предварительной раскрутки ротора ТНА.

2. Для увеличения надежности запуска двигателя необходимо при его проектировании сделать объем заполняемой полости горючего как можно меньше.

3. Команду на открытие главного клапана горючего необходимо подавать не по времени, а по показаниям сигнализатора давления, установленного либо в полости после турбины, либо в камере сгорания. Это позволяет нивелировать все погрешности, связанные с непрогнозируемым временем задержки начала реакции разложения и таким образом избежать жёсткого запуска.

4. Синхронный запуск связки двигателей возможно осуществить только при схеме запуска с выходом на предварительную ступень тяги. Этого можно добиться установкой конструктивно простого устройства в виде клапана с возможностью медленного плавного открытия, работающего как жиклер в полностью закрытом положении.

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 [Text] / 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. Hill C. N. History of British Rocketry / C. N. Hill – London: Imperial College Press, 2012. – 379 p.

5. Андриевский М. В. Особенности регулирования двигателя закрытой схемы, работающего на экологически чистых компонентах топлива / М. В. Андриевский, Ю. А. Митиков, Д. А. Шамровский // Вестник двигателестроения. – 2018. – № 1. – С. 16–21.

6. Архангельский В. И. Из истории разработки ЖРД на перекиси водорода в «НПО Энергомаш» / В. И. Архангельский, В. С. Судаков – М.: НПО Энергомаш, 2007. – 6 с.

Поступила в редакцию 26.04.2019

Андриєвський М. В. аспірант кафедри двигунобудування, Дніпропетровський національний університет імені О. Гончара, м. Дніпро, Україна; нач. відділу двигунобудування українського філіалу компанії Skygora Ltd, Единбург, Великобританія

ОСОБЛИВОСТИ ОРГАНІЗАЦІЇ ЗАПУСКУ ДВИГУНА ЗАМКНЕНОГО ЦИКЛУ, ЩО ПРАЦЮЄ НА ЕКОЛОГІЧНО ЧИСТИХ ВИСОКОКИПЛЯЧИХ КОМПОНЕНТАХ ПАЛИВА

Актуальність. Останнім часом в світі все більше зростає інтерес до двигунів, що працюють на екологічно чистих компонентах палива. Це обумовлено відмовою багатьох країн від токсичних компонентів палива. Другою тенденцією розвитку ракетної техніки є необхідність зниження вартості розробки і експлуатації ракет-носіїв, що робить висококиплячі екологічно чисті компоненти палива найбільш привабливими для застосування. Відомо, що найбільш поширеними висококиплячими екологічно чистими компонентами палива є пара перекис водню – гас.

Мета. Метою даної роботи є визначення критичних параметрів, що впливають на запуск двигуна закритого циклу, що працюють на екологічно чистих висококиплячих компонентах палива. Другою метою даної статті є розгляд різних способів запуску двигуна і формування рекомендацій для отримання стійкого запуску як одного двигуна, так і їх зв'язок.

Метод. Математичне моделювання запуску двигуна проводиться шляхом вирішення системи нелінійних алгебраїчних і диференціальних рівнянь.

Результати. Розроблена схема запуску ракетного двигуна закритого циклу, що працює на екологічно чистих висококиплячих компонентах палива, виконано математичне моделювання декількох способів запуску ракетного двигуна замкненої схеми. Визначено найбільш критичні фактори, що впливають на процес запуску двигуна.

Наукова новизна. В результаті математичного моделювання визначено, що найбільш критичним фактором, що впливає на запуск двигуна замкненої схеми, є величина працездатності газу (RT) в камері згоряння двигуна. Виходячи з цього, було зроблено висновок, що необхідно вживати заходів для зменшення часу надходження пального до камери згоряння. Цього можна досягти, зменшуючи порожнину пального, а також збільшуючи швидкодію клапана пального. Такі заходи дозволяють здійснити надійний запуск двигуна самопливом без застосування додаткових вузлів. Однак для забезпечення синхронного запуску зв'язки двигунів необхідно ввести додатковий вузол, який дозволив би вивести кожен двигун на попередню ступінь тяги.

Практична значимість полягає у визначенні критичних параметрах, які впливають на запуск ракетного двигуна закритого циклу, а також в сформованих рекомендаціях щодо компоновання двигуна і його агрегатів, а також у рекомендаціях щодо запуску зв'язки з декількох двигунів, що є найбільш актуальним завданням при проектуванні сучасних РН.

Ключові слова: запуск ракетного двигуна, перекис водню, попередня ступінь тяги, клапан-сповільнювач.

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

PECULARITIES OF START TRANSIENCE OF THE ROCKET ENGINE WHICH RUNS ON ECOLOGICALLY-FRIENDLY STORABLE PROPELLANT

Context. Rocket engines which run on ecologically-friendly storable propellant have become more popular last time. This connected with refusal from conventional toxic storable propellant by many countries. Another tendency in development of launch vehicles is connected with necessity to reduce development and exploitation price. This circumstance makes using of ecologically-friendly storable propellant the most attractive. It is known that the widest spread ecologically-friendly propellant is Hydrogen peroxide with kerosene.

Objective of this article is determination of critical parameters which influence start transience of the closed cycle rocket engine which runs on ecologically-friendly propellant. Second purpose of this article is in development of a few different ways of single engine and engines cluster start. The last article's objective is in formulating of recommendations for improving reliability of the engine start.

Method. Mathematical simulation of start transience is conducted by means of solving of nonlinear algebraic and differential equations systems.

Results. Mathematical simulation of a few different start transience of closed cycle rocket engine which runs on hydrogen peroxide – kerosene has been complete. The most critical factors which influence on the start process of rocket engine have been determined and recommendations for stable start transience arrangement have been formulated.

Relying on results of mathematical simulation a conclusion can be made that complex RT is the most critical parameter which influence start transience of the rocket engine. This circumstance determines necessity of reducing delivery time of kerosene to the combustion chamber. It may be achieved by reducing free volume or valve response time. These two approaches allow to achieve reliable engine start without any additional control valves. However, for providing reliable start of the engines cluster as additional retarding valve is required which would provide two staged engine start.

Key words: rocket engine start, hydrogen peroxide, first stage of the engine start, retarding valve.

REFERENCES

1. De Selding, Peter B. *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/> (accessed January 8, 2016).
2. William E. (2013) *Peroxide propulsion at the turn of the century*. NASA techdocs, 62.
3. Huzel D. K., Huang D. H. (1967) *Design of Liquid Propellant Rocket Engines*. Huston, National Aerospace and Space Administration, 461.
4. Hill C. N. *History of British Rocketry*. London, Imperial College Press, 379.
5. Andriievskiy M., Mitikov Y., Shamrovskiy D. (2018) Control Peculiarities of Rocket Engine Which Runs on Ecologically-friendly Storable Propellant. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 1, 16–21.
6. Arhangelskij V. I., Sudakov V. S. (2007) *Iz istorii razrabotki ZhRD na perekisi vodoroda v «NPO Energomash»* [History of Liquid Rocket Development in “NPO Energomash”]. Moscow, NPO Energomash, 6.