

**УСКОРЕННЫЙ РАЗГОН РОТОРА БУСТЕРНОГО НАСОСНОГО АГРЕГАТА
ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ЕГО ЗАПУСКЕ**

Е. Н. Беляев*, А. Г. Воробьев

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

*E-mail: formula1_av@mail.ru

Рассматривается вопрос применения и проводится анализ эффективности использования ускоренного разгона ротора бустерного насосного агрегата модельного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) при его запуске. Способ уменьшения рассогласования в темпах раскрутки бустерного насосного агрегата (БНА) и турбонасосного агрегата (ТНА) основан на организации в процессе запуска двигателя подвода дополнительного рабочего тела к турбине БНА непосредственно с выхода насоса окислителя.

Рассмотрен модельный ЖРД, работающий на компонентах «жидкий кислород – керосин», выполненный по схеме с дожиганием окислительного газогенераторного газа. В процессе запуска модельного ЖРД и, соответственно, при разгоне ротора ТНА наибольшее давление в двигателе реализуется на выходе из насосов. Используя при запуске двигателя жидкостный привод, который начинает работать раньше, чем газовый, разгон ротора БНА окислителя до требуемых оборотов происходит значительно быстрее.

Для теоретического анализа поставленной задачи используется динамическая математическая модель ЖРД. Целью расчета является исследование запуска ЖРД с целью выбора статических и динамических характеристик жидкостной магистрали, обеспечивающих запуск двигателя в условиях минимально возможных давлений компонентов топлива на входе в двигатель. Среди характеристик, влияющих на работу жидкостного привода, выделена величина инерционных потерь давления в магистрали подвода дополнительного рабочего тела к турбине БНА.

Проведено математическое моделирование запуска двигателя при отсутствии жидкостного подвода, а также при его наличии, но с разными характеристиками подводящей магистрали. Показана эффективность применения предварительной раскрутки БНА окислителя жидким компонентом, поступающим непосредственно с выхода из насоса окислителя. Проведено исследование влияния величины площади дополнительной секции соплового аппарата турбины БНА и инерционных потерь давления по магистрали подачи жидкого рабочего тела на эффективность ускоренного разгона ротора БНА при запуске двигателя.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, бустерный насосный агрегат, математическое моделирование ЖРД.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 3, P. 665–672**ACCELERATED UNWINDING OF THE ROTOR BOOSTER PUMP
OF LIQUID ROCKET ENGINES UNDER START-UP CONDITIONS**

E. N. Belayev*, A. G. Vorobyev

Moscow Aviation Institute (National Research University)
4, Volokolamskoe shosse, GSP-3, A-80, Moscow, 125993, Russian Federation

*E-mail: formula1_av@mail.ru

In this article there is the assessment of possibility and effectiveness of accelerated unwinding of the rotor booster pump of liquid rocket engine under start-up conditions. A method for reducing the error of rate in the unwinding of the booster pump and turbopump units is based on the organization in the process of starting the engine with supplying additional working liquid to the turbine of boost directly from the output of the pump of the oxidizer.

There is a rocket engine, working on the components of the liquid oxygen – kerosene, made according to the scheme of oxidizer generator gas with afterburning. During rocket engine start-up and turbopump rotor unwinding, the maximum pressure in the engine is realized at the outlet of the pumps. When starting the engine using additional liquid driving, which starts earlier than the gas driving, the boost pump acceleration occurs much earlier.

To analyze this problem, a dynamic mathematical model of the rocket engine is using. The goal of the calculation is to study start-up process of rocket engine to select the static parameters of liquid driving line, providing engine start under the lowest possible components on the pressure in the engine inlet. Among the parameters, that affect the operation of the liquid driving, the inertial pressure losses selected in the line supplying the additional working liquid to the turbine of boost pump.

Mathematical modeling of engine start-up in the absence of liquid driving, and at present, but with different characteristics of the driving line was conducted. The efficiency of the use of preliminary unwind of oxidizer boost pump by additional liquid component, coming directly from the output of the pump the oxidizer is shown. The influence of the value of the area of the nozzle section of the liquid driving and inertial losses of pressure of additional oxidizer line on the effectiveness of unwinding of the rotor booster pump of liquid rocket engine when engine start was conducted.

Keywords: liquid rocket engine, booster pump, mathematical modeling of LRE.

Введение. Для повышения антикавитационных качеств в системах питания ЖРД используют бустерные насосные агрегаты (БНА) струйного и шнекового типа. В современных ЖРД в основном применяются БНА шнекового типа [1], так как они обеспечивают более высокие напоры и, следовательно, создают лучшие условия по обеспечению безкавитационной работы основных насосов. Бустерный насос устанавливается перед основным шнекоцентробежным насосом ТНА двигателя и имеет меньшую угловую скорость вращения ротора. Применение БНА позволяет увеличить угловую скорость вращения ротора ТНА и уменьшить его массу. Привод бустерных насосов осуществляется от газовой или гидравлической турбины активного типа.

Использование бустерных насосов при относительно низких значениях пусковых давлений компонентов топлива требует схемного решения ряда вопросов, связанных с обеспечением безкавитационной работы насосов, в том числе и при запуске двигателя. В процессе неуправляемого запуска без введения специальных мер рост оборотов БНА, работающего в области отрицательных напоров, т. е. являющегося (в начальный период запуска) источником дополнительных гидравлических потерь давления, отстаёт от роста оборотов ТНА, в результате чего на входе в насос ТНА может иметь место глубокий провал давления компонента.

Известные схемные решения, направленные на удержание указанного явления, базируются либо на организации предварительной принудительной раскрутки БНА, либо на искусственном замедлении темпа выхода двигателя на основной режим. В первом случае при введении пневмо- или пиростартера неизбежно усложняется конструкция БНА, заметно ухудшаются его массовые характеристики. Эффективность второго варианта, основанного на программной переключке регулирующего органа в процессе запуска двигателя, при наличии ограничения на продолжительность выхода двигателя на режим может оказаться недостаточной.

Способ ускоренного разгона БНА при запуске двигателя. Представляется перспективным способ уменьшения рассогласования в темпах раскрутки БНА и ТНА, основанный на организации в процессе запуска двигателя подвода дополнительного рабочего тела к турбине БНА непосредственно с выхода насоса ТНА [2]. Для этого сопловой аппарат турбины БНА

выполняется со специальной автономной пусковой секцией, тракт подвода компонента к которой отключается после достижения ротором БНА определённых оборотов. В такой схеме в процессе запуска двигателя, начиная с некоторого момента, выбором соответствующих гидродинамических характеристик тракта дополнительного подвода рабочего тела на привод БНА принципиально возможно обеспечить даже относительное опережение раскрутки БНА. Среди этих характеристик, в первую очередь, следует выделить величину инерционных потерь давления l/F , где l – длина трубопровода, F – её площадь, в магистрали подвода дополнительного рабочего тела к турбине БНА.

Впервые схема ускоренного разгона БНА при запуске была реализована в ЖРД РД-120 [3; 4], и она обеспечила безкавитационную работу основного насоса окислителя в период запуска. Для интенсификации раскрутки БНАО при запуске в конструкции соплового аппарата турбины имеется автономная секция дополнительных сопел, к которой подается окислитель с выхода из основного насоса. В этой магистрали установлен клапан, автоматически перекрывающий ее при запуске по достижении определенного давления на входе в клапан.

Запуск ЖРД РД-120 как маршевого двигателя второй ступени осуществляется на главную ступень при низких входных давлениях компонентов топлива и обуславливается принятой схемой разделения ступеней и условиями полета РН в данный момент [5]. В этом двигателе применена безстартерная схема запуска. Такая схема предполагает первоначальный запуск газогенератора, и только спустя небольшой промежуток времени вступает в работу камера сгорания. Таким образом, на турбине ТНА в этот промежуток времени реализуется относительно большой перепад давления и, следовательно, избыточная мощность, которая определяется разностью между мощностью, создаваемой турбиной ТНА, и мощностью, потребляемой насосами. За счёт этого в основном и происходит разгон ротора ТНА. БНА окислителя в этот период времени работает в турбинном режиме, и он не создаёт напор, так как окислительный газ на его турбину не поступает. Это связано с тем, что еще не работает камера сгорания (КС) и, следовательно, давление в газопроводе очень маленькое. Оно увеличится только тогда, когда начнёт работать КС, т. е. в ней начнётся интенсивный рост давления, который в свою очередь связан с приходом в неё основного расхода

горючего. Вот в этот промежуток времени, когда ещё не работает газовый привод, БНА и призван компенсировать жидкостный привод турбины бустера.

В процессе запуска модельного ЖРД и, соответственно, при разгоне ротора ТНА наибольшее давление в двигателе реализуется на выходе из насосов. Следовательно, жидкостный привод БНА может начать работать раньше, чем газовый, это и позволяет при запуске этого двигателя начать разгон ротора БНА окислителя значительно раньше.

На рис. 1 приведена пневмогидравлическая схема модельного двигателя, работающего по замкнутому циклу, с подачей расхода окислителя в газогенератор, с регенеративным охлаждением КС горючим, с наличием магистрали ускоренного разгона ротора БНА, его расчетная ПГС аналогична схеме ЖРД РД-120.

На рис. 2 изображена фотография входа окислителя в двигатель РД-120 с размещением подводов газообразного и жидкого компонентов к БНА.

На номинальном же режиме турбина БНА окислителя работает на окислительном газе. Его использование энергетически более выгодно, по сравнению с жидкостным приводом, по нескольким причинам. Во-первых, при газовом приводе турбины БНА окислителя через основную турбину ТНА проходит боль-

ший расход окислительного газа. Во-вторых, удельная работа газа на турбине БНА окислителя больше, чем при жидкостном приводе. В-третьих, температура генераторного газа на входе в основную турбину и частота вращения ротора ТНА повышаются на значительно меньшую величину, чем при жидкостном приводе турбины БНА окислителя. Последнее обстоятельство связано с распределением мощности, создаваемой турбиной ТНА, между насосами. При использовании пары компонентов топлива $O_2 - PG-1$, $\sim 2/3$ мощности, создаваемой турбиной, потребляется насосом окислителя, и только $\sim 1/3$ – насосами горючего. Поэтому увеличение расхода, перекачиваемого насосом окислителя, потребует увеличения мощности турбины ТНА. Поскольку в ЖРД рассматриваемой схемы используется температурный способ регулирования тяги, то увеличение мощности, создаваемой турбиной ТНА, неизбежно потребует увеличения температуры генераторного газа, поступающего на неё. А в ЖРД, выполненном по схеме с дожиганием окислительного газа, стремятся к тому, чтобы его температура была как можно меньше, тем самым снижается вероятность возгорания материальной части в окислительной среде.

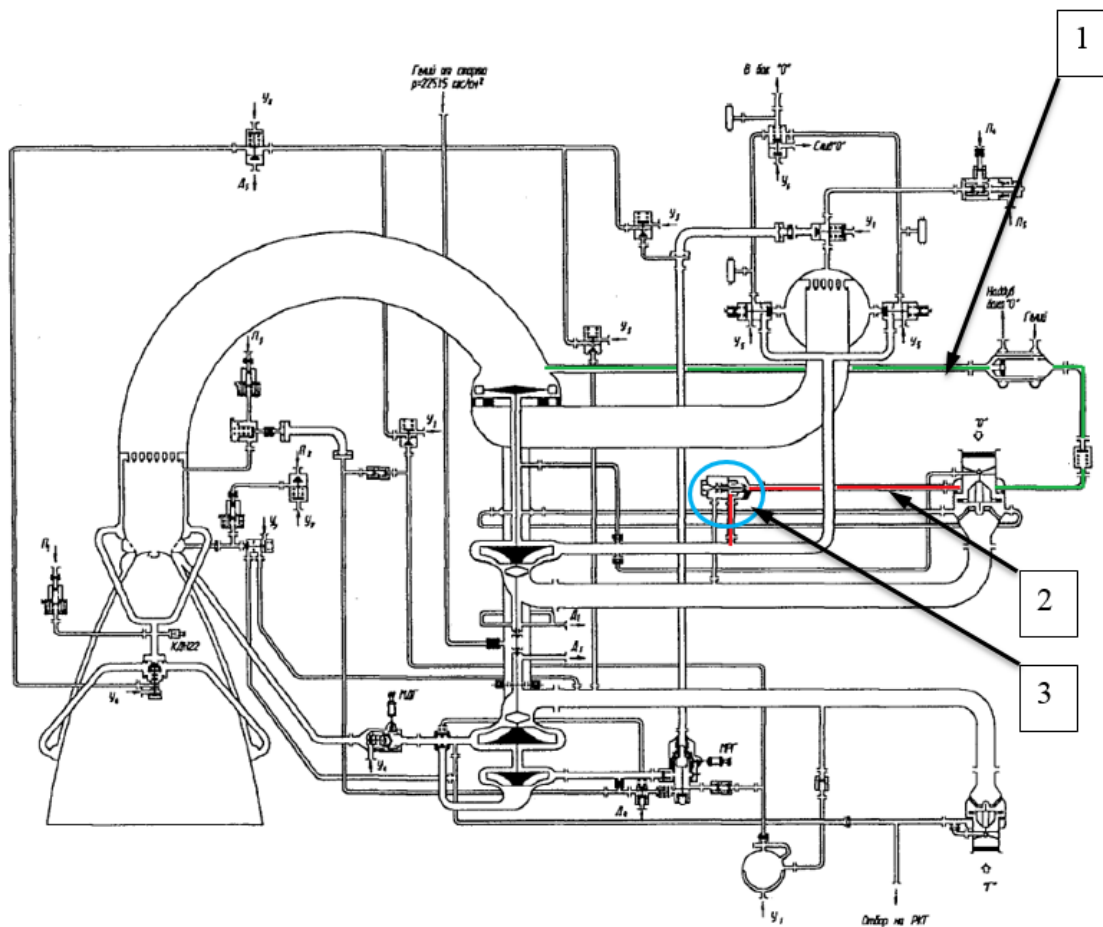


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема модельного ЖРД: 1 – магистраль подвода окислительного газа к турбине БНА; 2 – магистраль подвода жидкого окислителя к турбине БНА; 3 – клапан перекрытия подачи жидкого окислителя к турбине БНА



Рис. 2. Подвод рабочего тела на привод БНА окислителя

Математическое моделирование запуска модельного двигателя. Для теоретического исследования запуска ЖРД применяют динамические математические модели в виде детерминированного описания нелинейными дифференциальными и алгебраическими уравнениями различных физических процессов, происходящих в двигателе [6–10]. Такие модели обладают большими прогностическими способностями, поскольку включают в себя большое количество информации об объекте исследования: геометрические параметры гидравлических и газовых магистралей (длины, диаметры, толщины, материалы т. п.), объемы различных полостей, моменты инерции вращающихся масс, сведения о перемещающихся массах (жидкости, золотников регуляторов, турбины и т. д.), геометрическая привязка расположения сосредоточенных сопротивлений, физико-химические параметры компонентов (скорость звука, сжимаемость и объемное расширение, вязкость и т. п.), термодинамические данные по продуктам сгорания в широком диапазоне K_m и т. д.

Одной из задач динамических математических моделей и является исследование запуска ЖРД с целью выбора статических и динамических характеристик пусковых устройств и регулирующих органов, обеспечивающих запуск двигателя с требуемыми свойст-

вами в условиях минимально возможных давлений компонентов топлива на входе в двигатели и широком диапазоне изменения их температур [11–14].

Расход жидкости в гидромагистрали подачи рабочего тела в сопловой аппарат турбины БНА $\dot{m}_T$ описывается уравнением движения [6; 7]

$$\frac{l}{F} \frac{d\dot{m}_T}{dt} = \Delta p_T - \xi_T \dot{m}_T^2,$$

$$\Delta p_T = p_{\text{вых НО}} - p_{\text{вх НО}} - \xi_{\text{кл+м}} \cdot \dot{m}_T^2,$$

где ξ_T – коэффициент гидравлических потерь давления в сопловом аппарате турбины БНА (определяемый в первую очередь его площадью); Δp_T – перепад давления в сопловом аппарате турбины БНА; $p_{\text{вых НО}}$ – давление на выходе из насоса окислителя, откуда отбирается расход жидкости; $p_{\text{вх НО}}$ – давление на его входе, куда этот расход поступает после срабатывания на турбине БНА; $\xi_{\text{кл+м}}$ – коэффициент гидравлических потерь давления в клапане и гидромагистрали.

Из этого уравнения следует, что при большой величине инерционных потерь рассматриваемый способ ускоренного разгона БНА может оказаться неэффективным. С увеличением инерционных потерь скорость нарастания расхода жидкости, поступающей

в сопловой аппарат турбины, и, следовательно, ее величина будут уменьшаться.

Как известно, мощность турбины с гидравлическим приводом определяют по уравнению $N_T = \dot{m}_T \cdot \eta_T \cdot \Delta p_T / \rho_{\text{ж}}$ [15; 16], где η_T – коэффициент полезного действия турбины; $\rho_{\text{ж}}$ – плотность рабочего тела. Для получения максимальной мощности, развиваемой турбиной, казалось бы, площадь её соплового аппарата должна быть максимально возможной, что позволит подавать больше рабочего тела $\dot{m}_T$ на турбину БНА, но в этом случае величина перепада давления Δp_T на сопловом аппарате турбины будет маленькая, да она ещё постоянно изменяется в процессе запуска ЖРД. Поэтому оптимальное значение может быть найдено только путем математического моделирования запуска двигателя.

На рис. 3 приведены результаты математического моделирования варианта запуска модельного двигателя с ускоренным разгоном ротора БНА за счёт применения дополнительного привода турбины БНА с помощью жидкого кислорода.

Из представленных результатов моделирования видно, что первоначально в мощность, создаваемую турбиной БНА, основной вклад вносит её жидкостный привод, и только спустя $\sim 0,5$ с начинает работать её газовый привод. На $\sim 0,9$ с происходит закрытие клапана в магистрали подачи дополнительного рабочего тела на турбину БНА, и примерно в это же время начинает работать её газовый привод.

На рис. 4 и 5 приведены результаты математического моделирования запуска модельного двигателя и показано, как происходит изменение давления окислителя на входе в основной насос окислителя и, соответственно, изменение частоты вращения ротора БНА

окислителя при наличии и отсутствии магистрали ускоренного разгона.

Результаты моделирования показывают, что в случае отсутствия подачи через специальную пусковую секцию соплового аппарата турбины БНА дополнительного рабочего тела, на входе в основной насос окислителя реализуется глубокий провал давления до величины давления насыщенного пара. Такой глубокий провал давления может привести к кавитационному срыву работы насоса окислителя и, как следствие, возгоранию турбины ТНА, поскольку горючее в газогенератор в процессе запуска двигателя (РД-120) подается по «жесткой» программе.

На рис. 6, 7 показано влияние величины инерционных потерь давления в магистрали окислителя на реализацию данного способа ускоренного разгона ротора БНА. Из представленных результатов моделирования видно, что увеличение инерционных потерь давления в магистрали подвода дополнительного рабочего тела в турбине БНА снижает эффективность данного способа ускоренного разгона ротора БНА в процессе запуска двигателя.

Заключение. Рассмотрен вопрос ускоренного разгона ротора БНА модельного ЖРД при его запуске. В результате проведения математического моделирования показана эффективность применения предварительной раскрутки БНАО жидким компонентом топлива, поступающего непосредственно с выхода насоса окислителя. Исследовано влияние величины площади дополнительной секции соплового аппарата турбины БНА и инерционных потерь давления магистрали подачи рабочего тела на эффективность ускоренного разгона ротора БНА при запуске двигателя. Показано, что в начальный момент запуска двигателя мощность, создаваемая жидкостным подводом, превалирует над мощностью, создаваемой газовым подводом.

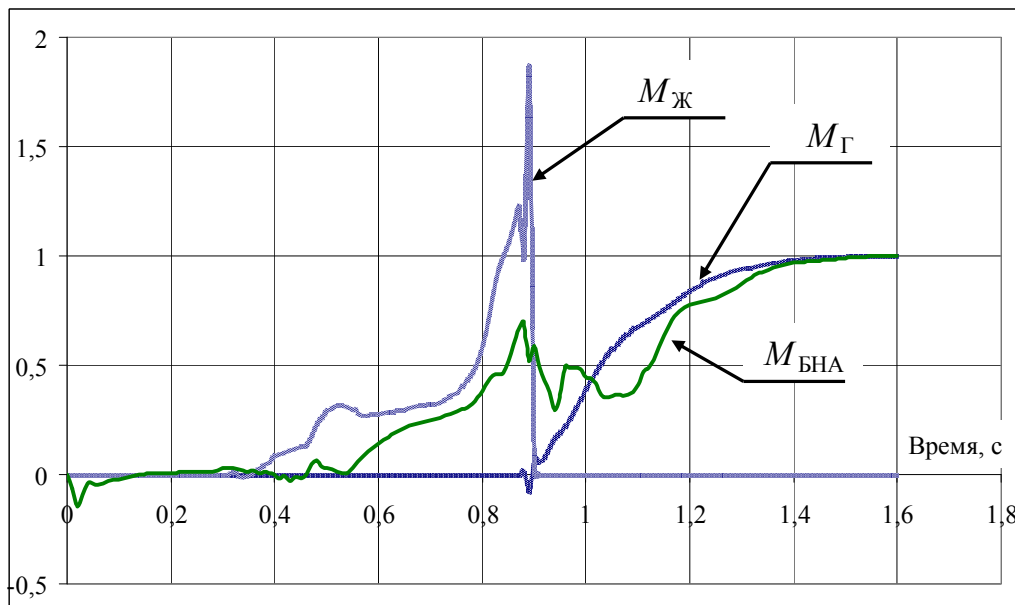


Рис. 3. Зависимость относительных мощностей на БНАО при штатных величинах инерционных потерь давления и площади дополнительной секции соплового аппарата турбины БНАО

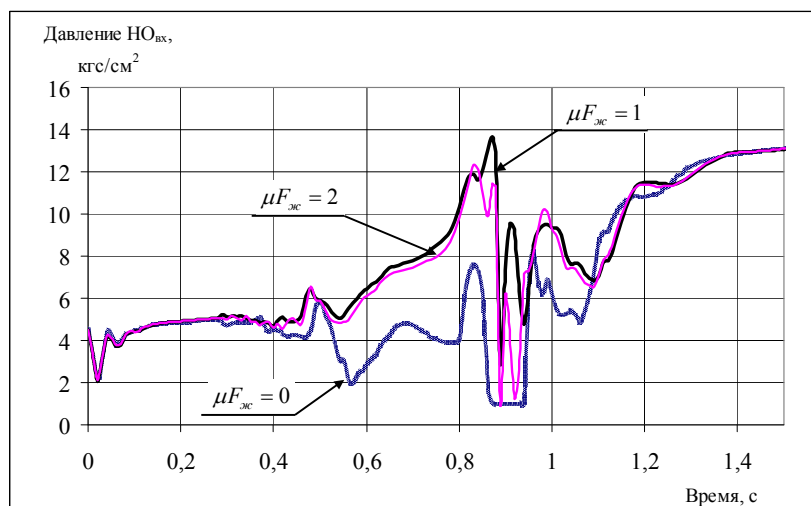


Рис. 4. Зависимость изменения давления на входе в насос окислителя при различном коэффициенте $\mu \cdot F_{\text{жс}}$ жидкостной секции соплового аппарата турбины БНА

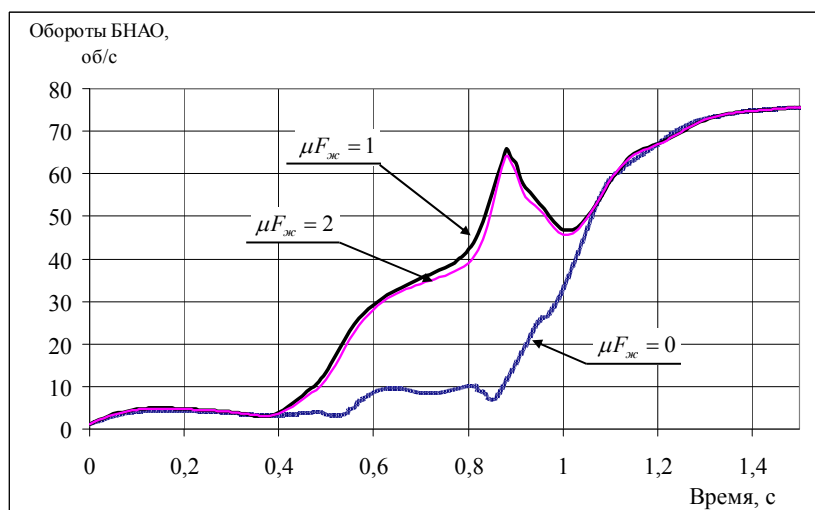


Рис. 5. Зависимость частоты вращения ротора БНАО при различной площади $\mu \cdot F_{\text{жс}}$ жидкостной секции соплового аппарата турбины БНА

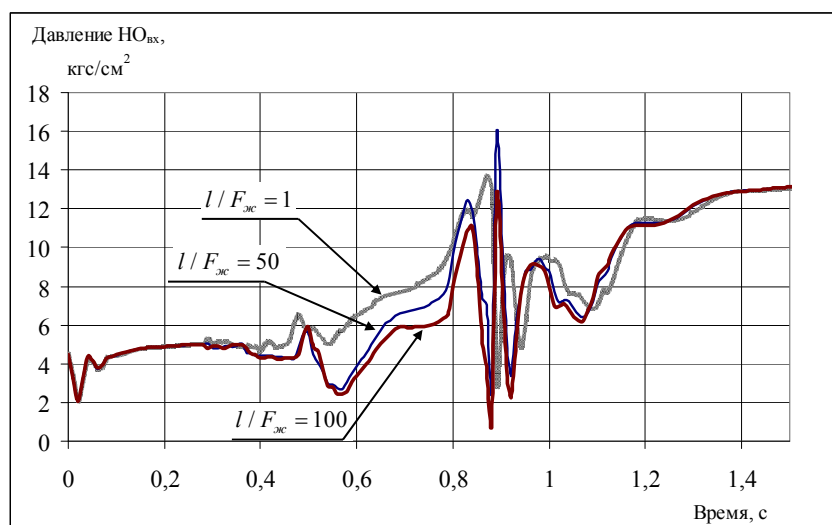


Рис. 6. Зависимость изменения давления на входе в насос окислителя при различной величине инерционных потерь $l / F_{\text{жс}}$ магистрали ускоренного разгона ротора БНА

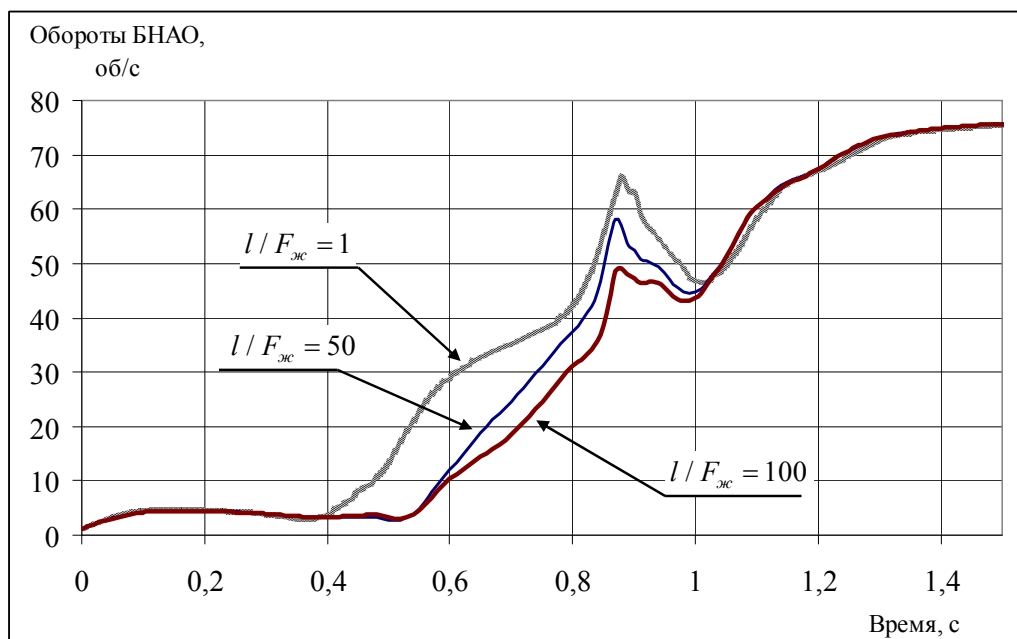


Рис. 7. Зависимость частоты вращения ротора БНАО при различной величине инерционных потерь $l/F_{жс}$ магистрали ускоренного разгона

Библиографические ссылки

1. Трофимов В. Ф. Осуществление мечты. М. : Машиностроение, 2001. 184 с.
2. Способ уменьшения рассогласования в темпах раскрутки ТНА и БНА при запуске ЖРД / В. И. Архангельский [и др.] // Труды КБЭМ. 1980. Т 11. С. 44–51.
3. Путь в ракетной технике / А. П. Аджан [и др.] ; под ред. акад. РАН Б. И. Каторгина. М. : Машиностроение, 2004. 488 с.
4. РД-120 [Электронный ресурс]. URL: http://www.proenergomash.ru/deyatelnost/engines/rd120/rd120_4.html (дата обращения: 24.04.2016).
5. Фатуев И. Ю. Исследование проблем, связанных с модификацией двигателя РД-120 для первых ступеней ракет-носителей коммерческого назначения : дис. ... канд. техн. наук : 05.07.05. М., 2003. 182 с.
6. Беляев Е. Н., Черваков В. В. Математическое моделирование ЖРД. М. : МАИ, 2009. 280 с.
7. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей / Е. Н. Лебединский [и др.]. М. : Машиностроение, 2009. 375 с.
8. Francesco Di Matteo, Marco De Rosa, Marcello Onofri. Start-Up Transient Simulation of a Liquid Rocket Engine [Электронный ресурс]. URL: enu.kz/repository/2011/AIAA-2011-6032.pdf (дата обращения: 24.04.2016).
9. Francesco Di Matteo, Marco De Rosa, Marcello Onofri. Transient simulation of the RL-10A-3-3A rocket engine [Электронный ресурс]. URL: www.ecosimpro.com/.../SpacePropulsion2012_2355411.pdf (дата обращения: 24.04.2016).
10. Modeling and Simulation of Liquid Propellant Rocket Engine Transient Performance Using Modelica [Электронный ресурс] / Liu Wei [и др.]. URL: <http://free.eventbase.com/event/eventbase/11th-international-modelica-conference/events/view/261512773/> (дата обращения: 24.04.2016).

11. Беляев Е. Н., Воробьев А. Г., Гнесин Е. М. Разработка нелинейной математической модели жидкостного ракетного двигателя, работающего на стационарном режиме [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2014. № 73. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=48537> (дата обращения: 15.03.2016).
12. Численное моделирование полного цикла работы кислородно-водородного жидкостного ракетного двигателя безгазогенераторной схемы / С. Н. Гарбера [и др.] // Альтернативная энергетика и экология. 2012. № 10 (114). С. 10–17.
13. Francesco Di Matteo. Modelling and simulation of liquid rocket engine ignition transients: Dissertation submitted to the Doctoral Committee of Tecnologia Aeronautica e Spaziale in partial fulfilment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy [Электронный ресурс] URL: padis.uniroma1.it/bitstream/10805/1661/1/PhD_thesis_FDM.pdf (дата обращения: 15.02.2016).
14. Математическое моделирование современных ЖРД / Б. И. Каторгин [и др.] // Двигатель : науч.-техн. журнал. 2002. № 4. С. 13–15.
15. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. 488 с.
16. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей / А. П. Васильев [и др.] / под ред. В. М. Кудрявцева. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Высш. шк., 1975. 656 с.

References

1. Trofimov V. F. *Osushchestvlenie mechy*. [When dream comes true]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2001, 184 p.
2. Arhangelskiy V. I., Belyaev E. N., Chvanov V. K. [The way of decreasing of rotation rate difference

between turbopump and boosterpump during LRE start up]. *Trudy KBEM*. 1980, Vol. 11, P. 44–51.

3. Adzhan A. P. *Put' v raketnoy tekhnike*. [The way in rocket design]. Ed. B. I. Katorgina. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2004, 488 p.

4. RD-120. Available at: http://www.npoenergomash.ru/deyatelnost/engines/rd120/rd120_4.html (accessed: 24.04.2016).

5. Fatuev I. Yu. *Issledovaniya problem, svyazannykh s modifikatsiyey dvigatelya RD-120 dlya pervykh stupeney raket-nositeley kommercheskogo naznacheniya. Dis kand. tekhn. nauk*. [Research of problem of modification of RD-120 rocket engine for using 1-st stage of commercial applied rocket. Dr. eng. sci. diss.]. Moscow, 2003, 182 p.

6. Belyaev E. N., Chervakov V. V. *Matematicheskoe modelirovaniye ZhRD*. [The computational modeling of LRE]. Moscow, MAI Publ., 2009, 280 p.

7. Lebedinskiy E. N., Mosolov S. V., Kalmyikov G. P. *Kompyuternyye modeli zhidkostnykh raketnykh dvigateley*. [The computational models of liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2009, 375 p.

8. Francesco Di Matteo, Marco De Rosa, Marcello Onofri. Start-Up Transient Simulation of a Liquid Rocket Engine. Available at: enu.kz/repository/2011/AIAA-2011-6032.pdf (accessed: 24.05.2016).

9. Francesco Di Matteo, Marco De Rosa, Marcello Onofri. Transient simulation of the RL-10A-3-3A rocket engine. Available at: www.ecosimpro.com/.../SpacePropulsion2012_2355411.pdf (accessed: 24.05.2016).

10. Liu Wei, Chen Liping, Xie Gang. Modeling and Simulation of Liquid Propellant Rocket Engine Transient Performance Using Modelica. Available at: <http://free.eventbase.com/event/eventbase/11th-international-modelica-conference/events/view/261512773/> (accessed: 24.04.2016).

11. Belyaev E. N., Vorobev A. G., Gnesin E. M. [Development of the nonlinear mathematical model of liquid rocket engine working on stationary mode]. *Trudy MAI*, 2014, Vol. 73 (In Russ.). Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=48537> (accessed: 15.05.2016).

12. Garbera S. N., Demyanenko Yu. V., Malahova E. V. [Numerical simulation of the whole cycle of working process of oxygen-hydrogen liquid rocket engine with expanded cycle]. *Alternativnaya energetika i ekologiya*. 2012, Vol. 10 (114), P. 10–17 (In Russ.).

13. Francesco Di Matteo. Modelling and simulation of liquid rocket engine ignition transients. *Dissertation submitted to the Doctoral Committee of Tecnologia Aeronautica e Spaziale in partial fulfilment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy*. Available at: padis.uniroma1.it/bitstream/10805/1661/1/PhD_thesis_FDM.pdf (accessed: 11.04.2016).

14. Katargin B. I., Chvanov V. K., Belyaev E. N. [The numerical modeling of modern LRE]. *Dvigatel'*. 2002, Vol. 4, P. 13–15 (In Russ.).

15. Dobrovolskiy M. V. *Zhidkostnyye raketnyye dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow, MGTU im. N. E. Bauman Publ., 2006, 488 p.

16. Vasilev A. P., Kudryavtsev V. M., Kurpatenkov V. D. *Osnovy teorii i raschyota zhidkostnykh raketnykh dvigateley*. [Basic theory and calculation of liquid rocket engines]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1975, 656 p.