

АНАЛИЗ СХЕМ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НЕБОЛЬШОЙ ТЯГИ С АВИАЦИОННЫМ ТУРБОНАСОСНЫМ АГРЕГАТОМ НА МЕТАНЕ

© 2016

- А. И. Иванов** начальник отдела ракетных двигателей и криогенной техники, ПАО «Кузнецов», г. Самара, alex_slavross@mail.ru
- И. П. Косицын** ведущий инженер отдела ракетных двигателей и криогенной техники, кандидат технических наук, ПАО «Кузнецов», г. Самара
- В. А. Борисов** кандидат технических наук, доцент кафедры «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов», Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, valery.boris2013@yandex.ru

Первый в мире самолёт на криогенном водородном топливе Ту-155 разрабатывался в СССР в первой половине 1980-х годов на базе пассажирского лайнера Ту-154. Специалисты «АНТК им. А.Н. Туполева» модифицировали этот трёхдвигательный самолёт, установив на него вместо одного керосинового двигателя водородный. Этот турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД) был разработан на предприятии НПО «Труд» в городе Куйбышеве в 1980...1988 гг. под руководством Генерального конструктора академика Н.Д. Кузнецова на базе серийного ТРДД НК-8-2У. Двигатель, работающий на топливе жидкий водород, получил индекс НК-88, а на жидком метане – НК-89. Криогенный самолёт Ту-155 выполнил 5 испытательных полётов на жидком водороде, включая два продолжительных международных перелёта, и 39 полётов на жидком метане. Для подачи криогенного топлива был создан уникальный водородный турбонасосный агрегат (ТНА) большого ресурса. Перенастройка режима работы по частоте вращения ротора ТНА с $n = 50\,000$ об/мин на величину $n \approx 20\,000$ об/мин позволяла эксплуатировать агрегат на жидком метане. Для уменьшения затрат на разработку перспективных ракетных двигателей (РД) предлагается использовать этот ТНА в РД небольшой тяги, использующих в качестве горючего жидкий метан.

Криогенный авиационный газотурбинный двигатель (ГТД); жидкостный ракетный двигатель (ЖРД); кислородно-метановое топливо; турбонасосный агрегат; разгонный блок верхней ступени ракеты-носителя.

Цитирование: Иванов А.И., Косицын И.П., Борисов В.А. Анализ схем жидкостного ракетного двигателя небольшой тяги с авиационным турбонасосным агрегатом на метане // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 4. С. 75-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-75-80

В работах [1; 2] рассматривалась возможность использования водородного ТНА авиационного назначения в кислородно-водородном ракетном двигателе для разгонных блоков ракет-носителей (РН).

Однако эксплуатацию такого РД сопровождают определённые сложности. Перспективным горючим представляется жидкий метан или сжиженный природный газ (СПГ), который хотя и уступает водороду в энергетическом отношении, но значительно дешевле и проще в использовании. Перспективность применения СПГ в РД показана в работе [3]. Кислородно-метановые РД интересуют и зарубежные ракетные фирмы [4].

В [1] рассмотрен ТНА для подачи жидкого водорода в камеру сгорания авиационного ГТД, разработанный в ОКБ академика Н.Д. Кузнецова в 1980...1988 гг. [5]. В составе ТРДД НК-88 этот ТНА прошёл длительные стендовые испытания и был отработан на большой ресурс. С использованием двигателя НК-88 были совершены первые в мире полёты самолёта Ту-155, использующего в качестве топлива жидкий водород [6].

В дальнейшем по эксплуатационным соображениям было решено перевести двигатель НК-88 с водорода на СПГ.

Путём коррекции режима работы ТНА (изменения частоты вращения ротора для получения необходимых в эксплуатации режимов) был отработан метановый ТНА, который успешно прошёл автономные стендовые испытания и лётные испытания на самолёте Ту-155 [6].

В работе рассматривается возможность применения авиационного ТНА, предназначенного для подачи метана, в РД небольшой тяги, которые могли бы использоваться в разгонных блоках РН.

Создание новых РД с максимальным использованием агрегатов и узлов ранее созданных и отработанных двигателей экономически оправдано. Например, известны предложения по разработке многокамерных кислородно-водородных РД с использованием рулевых камер и других агрегатов двигателя КВД1 [7].

Ниже рассмотрены возможные схемы кислородно-метанового РД с использованием ТНА, который был отработан для ТРДД НК-88.

Параметры этого ТНА при работе на жидком метане приведены в табл. 1 (данные приведены для плотности метана $\rho = 424 \text{ кг/м}^3$ при температуре минус 166°C).

Учитывая, что разработанный авиационный ТНА рассчитан на продолжительность работы, во много раз превышающую ресурс современных РД, имеется возможность форсировать его по частоте вращения ротора. Без каких-либо усиления конструкции ТНА допустимо увеличить обороты до $n = 25\,000$ об/мин.

Таблица 1. Параметры ТНА для двух режимов по частоте вращения ротора

Частота вращения ротора n , об/мин	20 000	22 000
Повышение давления в насосе ΔP , МПа	3,56	4,31
Массовый расход \dot{m} , кг/с	1,67	1,86
Объёмный расход \dot{V} , м ³ /с	0,00395	0,00439

Для применения рассматриваемого ТНА в РД необходимо увеличить давление за метановым насосом так, чтобы получить в камере сгорания давление $P_k^* = 3 \dots 4$ МПа. Тогда, учитывая, что двигатель работает в пустоте, можно получить достаточную степень расширения в сопле и высокий удельный импульс.

После пересчёта параметров метанового насоса получены следующие характеристики:

- частота вращения $n = 24800$ об/мин;
- давление на выходе из насоса $P_{\text{вых}} = 5,78$ МПа;
- объёмный расход $\dot{V} = 0,00495$ м³/с;
- массовый расход $\dot{m} = 2,1$ кг/с.

В [1; 2] предлагалось применить безгенераторную схему кислородно-водородного РД. В этом случае отпадала бы необходимость в создании жидкостного газогенератора (ГГ) и переделке турбины ТНА. Исследования, проведённые в КБХА [3], показывают, что и для случая применения метана может быть создан двигатель по безгенераторной схеме. Однако газовая постоянная R_{CH_4} газообразного метана примерно в 8 раз меньше, чем водорода. Для получения потребной тяги $P \approx 30$ кН с приемлемым удельным импульсом потребуется существенно увеличить подогрев в охлаждающем тракте камеры, что выполнить затруднительно.

Поэтому далее для кислородно-метанового РД рассматриваются схемы только с ГГ.

На рис. 1 показана возможная схема РД без дожигания генераторного газа с отдельными ТНА. В этом случае обеспечивается оптимальная частота вращения ротора ТНА 1 жидкого метана и ТНА 2 жидкого кислорода. В то же время в ТНА 1 требуется переделка турбины, так как турбина имеющегося метанового ТНА надёжно отработана в диапазоне температур

$T_{ex.m} \leq 300 \text{ К}$. При давлении метана за насосом $P_{вых} = 5,78 \text{ МПа}$ в камере может быть получено давление $P_{к}^* \geq 4 \text{ МПа}$.

В [3] для кислородно-метанового РД считаются приемлемыми и реально достижимыми такие значения параметров:

$$\begin{aligned} \text{соотношение компонентов} \quad K_m &= 3,5; \\ \text{удельный импульс} \quad I_{y\partial} &= 3580 \text{ м/с.} \end{aligned}$$

При $K_m = 3,5$ расход топлива через двигатель составляет $\dot{m} = 9,45 \text{ кг/с}$, что позволяет получить необходимую тягу $P = 30 \text{ кН}$ при удельном импульсе в диапазоне $I_{y\partial} = 3500 \dots 3580 \text{ м/с}$.

На рис. 2 представлена традиционная схема РД без дожигания с единым ТНА (однороторная схема). В таком варианте исполнения может быть получена меньшая масса двигателя по сравнению со схемой РД (рис. 1).

Однако большая разница в значениях плотности жидкого кислорода ($\rho = 1140 \text{ кг/м}^3$) и метана ($\rho = 424 \text{ кг/м}^3$) затрудняет создание насосов окислителя и горючего с оптимальными параметрами. Таким образом, выполнить поставленную цель и использовать уже отработанный метановый ТНА для ТРДД НК-88 невозможно.

Применение схем с дожиганием генераторного газа позволяет более полно использовать энергию топлива и повысить удельный импульс, хотя при низком давлении в камере этот эффект не столь значителен. Такие схемы с отдельными ТНА показаны на рис. 3, 4. Для кислородно-метанового РД обычно рекомендуется схема с восстановительным ГГ (рис. 3).

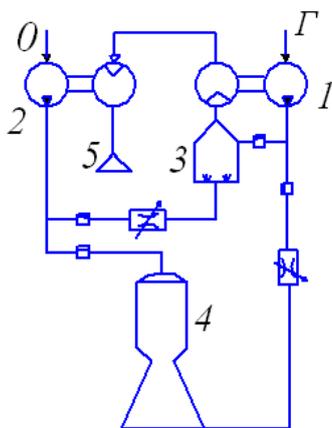


Рис. 1. Схема РД с отдельными ТНА:
1 – ТНА горючего; 2 – ТНА окислителя;
3 – восстановительный газогенератор; 4 – камера;
5 – выхлоп отработанного газа

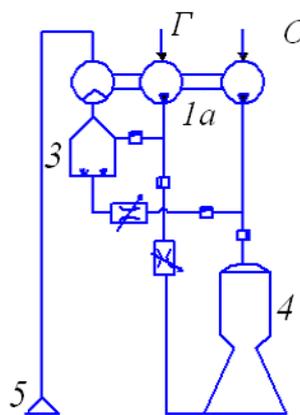


Рис. 2. Схема РД с единым ТНА:
1а – однороторный ТНА с насосами О и Г;
остальные обозначения соответствуют рис. 1

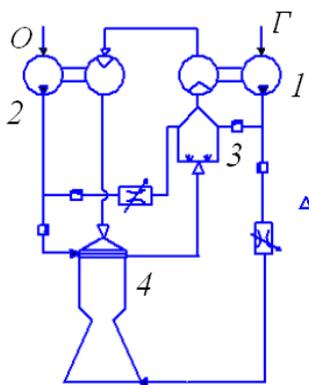


Рис. 3. Обозначения соответствуют рис. 1

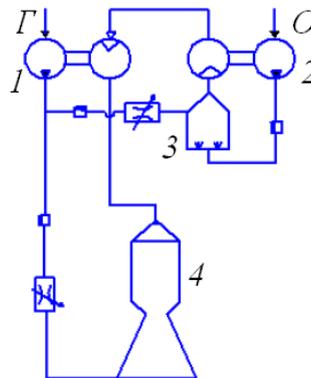


Рис. 4. Обозначения соответствуют рис. 1.

При малых расходах горючее вначале используют для охлаждения камеры сгорания, а только затем подают в газогенератор. Для этого необходимо высокое давление жидкого метана, которое при выбранной частоте вращения ротора $n = 24800$ об/мин отработанный авиационный метановый ТНА не обеспечит.

Поэтому рассмотрена схема с окислительным ГГ (рис. 4). Метан используется только для охлаждения. Тогда в камере сгорания может быть получено давление $P^*_к \approx 3,5$ МПа. Небольшие давления в агрегатах позволяют обеспечить работоспособность системы подачи топлива при относительно невысокой температуре в ГГ и способствуют повышению показателей надёжности двигателя. Необходимо отметить, что в этой схеме кислород и метан поступают в камеру сгорания в газообразном виде (метан газифицируется в охлаждающем тракте).

По результатам исследований КБХА [3] в такой камере наиболее эффективны соосно-струйные форсунки, которые обеспечивают устойчивый процесс горения и высокую полноту сгорания.

Таким образом, для создания кислородно-метанового РД на базе отработанного авиационного ТНА наиболее применимы схемы, представленные на рис. 1, 4.

На рис. 5 представлен общий вид натурального водородного ТРДД НК-88, который использовался при полётах самолёта Ту-155 [5], а на рис. 6, 7 – детали водородного ТНА, который предлагается использовать для создания кислородно-водородных или кислородно-метановых ЖРД небольшой тяги.



Рис. 5. Водородный ТРДД НК-88 для самолёта Ту-155



а



б

Рис. 6. Детали ТНА ТРДД НК-88: а – ротор основного насоса; б – ротор преднасоса



а



б

Рис. 7. Детали ТНА ТРДД НК-88: а – корпус основного насоса; б – рабочее колесо турбины

Библиографический список

1. Иванов А.И., Борисов В.А. Возможность создания кислородно-водородного ЖРД с использованием водородного ТНА, разработанного для авиационного ГТД // Сборник трудов междунар. научно-технич. конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Ч. 1. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2009. С. 67-68.
2. Иванов А.И., Борисов В.А. Кислородно-водородный ЖРД для разгонных блоков ракет-носителей лёгкого класса с использованием водородного ТНА, разработанного для авиационного ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3 (34), ч. 2. С. 302-306.
3. Ефимочкин А.Ф., Шостак А.В., Хрисанфов С.П. О работах КБХА по освоению СПГ в качестве горючего для перспективных ЖРД // Научно-технический юбилейный сборник, посвящённый 70-летию КБХА (1941-2011 гг.). Т. 1. Воронеж: Кварта, 2011. С. 127-133.
4. Space X в следующем году начнёт тестировать метановый двигатель в Центре Стенниса. <http://astronews.ru/cgi-bin/mng.cgi?page=news&news=4856>
5. Орлов В.Н., Харламов В.В. Опыт работ по созданию двигателя для первого в мире криогенного самолёта // Материалы III научно-технической конференции «Применение криогенных топлив в перспективных летательных аппаратах». М.: Военно-воздушная инженерная академия им. профессора Н. Е. Жуковского, 1996. С. 40-44.
6. Андреев В.А., Борисов В.Б., Климов В.Т., Малышев В.В., Орлов В.Н. Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации. М.: Московский рабочий, 2001. 244 с.
7. Пиунов В.Ю., Морозов В.И. Семейство многокамерных кислородно-водородных ЖРД для разгонных блоков ракет-носителей лёгкого класса и межорбитальных буксиров // Двигатель. 2011. № 6 (78). С. 28-31.

ANALYSIS OF LOW-THRUST LIQUID ROCKET ENGINES WITH A METHANE AIR PUMP UNIT

© 2016

- A. I. Ivanov** Head of Department of Rocket Engines and Cryoengineering, «Kuznetsov» public company, Samara, Russian Federation, alex_slavross@mail.ru
- I. P. Kositsin** Candidate of Science (Engineering), Lead engineer of the Department of Rocket Engines and Cryoengineering, «Kuznetsov» public company, Samara, Russian Federation
- V. A. Borisov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, valery.boris2013@yandex.ru

The first airplane working on cryogenic fuel was developed in the USSR in early 1980s on the basis of the passenger aircraft Tu-154. It was then modified using a hydrogen engine installed instead of one of the three kerosene engines. That bypass turbo-jet engine was developed in Russia (Samara) under the guidance of General Designer academician N.D. Kuznetsov. The engine working on liquid hydrogen was designated NK-88 and the one working on liquid methane – NK-89. A unique hydrogen turbopump unit was created for the supply of cryogenic fuel. The unit can also be used for liquid methane due to the possibility of readjusting the rotor frequency. To minimize the financial expenditures it is proposed to use the turbo-pump in low-thrust rocket engines that use liquid methane as fuel.

Cryogenic aircraft gas-turbine engine; liquid rocket engine; oxygen-methane propellant; turbo-pump unit; upper stage launcher.

Citation: Ivanov A.I., Kositsin I.P., Borisov V.A. Analysis of low-thrust liquid rocket engines with a methane air pump unit. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 4. P. 75-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-75-80

References

1. Ivanov A.I., Borisov V.A. Vozmozhnost' sozdaniya kislorodno-vodorodnogo ZhRD s ispol'zovaniem vodorodnogo TNA, razrabotannogo dlya aviatsionnogo GTD. *Sbornik trudov mezhdunarodnoy nauchno-tehnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya»*. Part 1. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2009. P. 67-68. (In Russ.)
2. Ivanov A.I., Borisov V.A. Oxygen-hydrogen liquid rocket engine using turbo-pump developed for aviation hydrogen liquid two-spool turbo-jet. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 3 (34), part 2. P. 302-306. (In Russ.)
3. Efimochkin A.F., Shostak A.V., Khrisanfov S.P. O rabotakh KBKhA po osvoeniyu SPG v kachestve goryuchego dlya perspektivnykh ZhRD. *Nauchno-tehnicheskii yubileynyy sbornik, posvyashchenny 70-letiyu KBKhA (1941-2011 gg.)*. V. 1. Voronezh: Kvarta Publ., 2011. P. 127-133. (In Russ.)
4. Space X starts testing a methane engine at Stennis Center next year. Available at: <http://astronews.ru/cgi-bin/mng.cgi?page=news&news=4856>
5. Orlov V.N., Kharlamov V.V. Opyt rabot po sozdaniyu dvigatelya dlya pervogo v mire kriogennoho samoleta. *Materialy III nauchno-tehnicheskoy konferentsii «Primenenie kriogennykh topliv v perspektivnykh letatel'nykh apparatakh»*. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya im. professora N.E. Zhukovskogo Publ., 1996. P. 40-44. (In Russ.)
6. Andreev V.A., Borisov V.B., Klimov V.T., Malyshev V.V., Orlov V.N. *Vnimanie: gazy. Kriogennoe toplivo dlya aviatsii* [Attention: gases. Cryogenic fuel for aviation]. Moscow: Moskovskiy Rabochiy Publ., 2001. 244 p.
7. Piunov V.Yu., Morozov V.I. A family of multi-chamber oxygen-hydrogen rocket engines for upper stages of the block of rockets-carriers of light class and interorbital tugs. *Engine*. 2011. No. 6 (78). P. 28-31. (In Russ.)