

УДК 621.455(075)

КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНЫЙ ЖРД ДЛЯ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ЛЁГКОГО КЛАССА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВОДОРОДНОГО ТНА, РАЗРАБОТАННОГО ДЛЯ АВИАЦИОННОГО ГТД

© 2012 А. И. Иванов¹, В. А. Борисов²

¹Открытое акционерное общество «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

²Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П.Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматривается возможность использования в ракетных двигателях небольшой тяги водородного турбо-насосного агрегата (ТНА), разработанного для авиационного газотурбинного двигателя.

Криогенный авиационный ГТД, жидкостный ракетный двигатель, кислородно-водородное топливо, турбонасосный агрегат, разгонный блок верхней ступени ракеты-носителя, межорбитальный буксир.

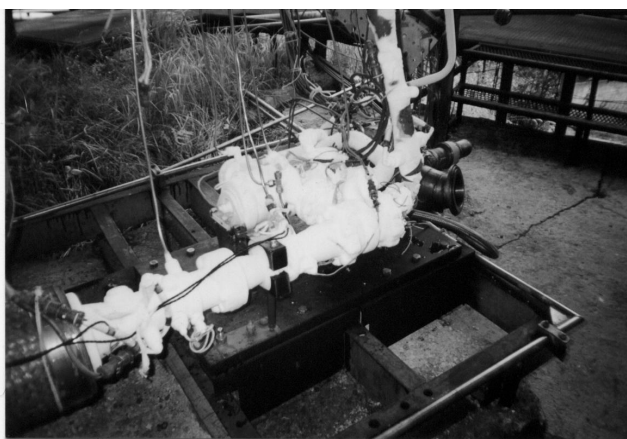
В настоящее время получает распространение концепция создания новых ЖРД с максимальным использованием агрегатов и узлов агрегатов ранее созданных и отработанных двигателей [1]. В соответствии с другим замыслом предлагается разработать многокамерные кислородно-водородные ЖРД с использованием рулевых камер и других агрегатов известного двигателя КВД1 [2]. Показано, что такой подход позволит снизить стоимость и сроки создания новых двигателей. Несомненно, может найти применение и ТНА для подачи жидкого водорода в камеру сгорания ракетного двигателя, разработанный в ОАО «СНТК имени Н.Д. Кузнецова» в 1980...1988гг. для турбореактивного двухконтурного двигателя НК-88, использующего в качестве топлива жидкий водород. Этот агрегат прошёл автономные длительные испытания и был отработан на большой ресурс [3] (рис. 1). В настоящее время работы по применению водорода в авиации временно прекращены, поэтому целесообразно найти разработанному ТНА другое полезное применение.

Целесообразно рассмотреть возможность использования этого ТНА в ракетных двигателях небольшой тяги, предназначенных для разгонных ракетных блоков или межорбитальных буксиров. При этом кислородно-водородный ЖРД должен выполняться с отдельными ТНА – одним из которых является уже разработанный, а второй кислородный ТНА требуется создать. Разработка кислородного ТНА на параметры проектируемого двигателя в настоящее время не представляет сложности, в то время как отработка нового водородного ТНА потребует времени и средств.

Остановимся на выборе типа системы подачи топлива в анализируемом ракетном двигателе.



а



б

Рис. 1. Турбонасосный агрегат двигателя НК-88 на стенде: а) до захлаживания; б) после захлаживания

Применение традиционной схемы топливоподачи обусловит разработку нового агрегата – газогенератора. Тогда для схемы с дожиганием генераторного газа необходимо получить высокое давление за водородным насосом. В этом случае водородный ТНА двигателя НК-88 необходимо форсировать по

частоте вращения ротора, что сократит достигнутый ресурс его работы. Для схемы топливоподачи без дожигания необходимо существенно повысить температуру генераторного газа. Турбина имеющегося водородного ТНА надёжно отработана в диапазоне температур газообразного водорода $T_{\text{вх.т}} \leq 200\text{К}$. Рост величины $T_{\text{вх.т}}$ свыше 300К нежелателен. В данном случае оптимальной представляется безгазогенераторная схема системы топливоподачи двигателя, в которой водород вначале охлаждает камеру, а затем полученную при охлаждении тепловую энергию отдаёт турбине. На этом принципе работает широко известный американский ЖРД RL-10А [4] и отечественный двигатель РД-0146 [5]. Достоинством этой схемы являются ненапряжённые параметры агрегатов (по давлению и температуре) и большой ресурс работы, что позволяет в лучшей степени использовать возможности водородного ТНА двигателя НК-88.

Оценим возможные параметры ЖРД, которые можно получить с использованием данного водородного ТНА.

Прежде всего следует учесть, что отработанный водородный агрегат рассчитан на продолжительность работы, во много раз превышающую ресурс современных ЖРД, поэтому имеется реальная возможность разумного форсирования режима. Характеристики водородного ТНА с учётом выбранной степени форсирования следующие:

1. Частота вращения ротора –
 $n_{\text{тна}} = 72\ 000$ об/мин.
2. Массовый расход водорода –
 $m_{\text{жв}} = 1,2$ кг/с.
3. Давление на выходе из насоса –
 $P_{\text{вых.н}} = 8,2$ МПа.

Предлагаемый ЖРД безгазогенераторной схемы имеет следующие параметры:

1. Компоненты ракетного топлива – жидкие кислород и водород.
2. Тяга в пустоте – $P = 3$ кН.
3. Суммарный расход топлива –
 $m_{\Sigma} = 6,9$ кг/с.
4. Соотношение компонентов топлива
 $K_m = 4,8$.
5. Давление в камере –
 $P^*_k = 3$ МПа.
6. Удельный импульс тяги в пустоте –
 $I_{\text{уд.н}} = 4410$ Н/(кг/с).
7. Степень расширения сопла –
 $f = 64$ (геометрическая).

На рис. 2 приведена структурная схема

двигателя. Водородный ТНА ($H_2 - T_2$) подаёт жидкий водород в охлаждающий тракт камеры, в котором происходит его испарение и подогрев примерно на 230К. Этот газ поступает вначале на турбину ТНА окислителя ($\pi^0_{\text{т}} \approx 1,1$), затем на турбину водородного ТНА ($\pi^r_{\text{т}} \approx 1,3$) и, наконец, в камеру сгорания. Окислитель подаётся в полость между днищами смесительной головки и затем через двухкомпонентные форсунки – в камеру.

В двигателе предусмотрено регулирование тяги (регулятор P_p) и соотношения компонентов (K_m).

Конструкция двустенной части корпуса камеры разрабатывалась из условия получения наибольшего подогрева водорода. Стенка корпуса оребрённая, наименьшая высота каналов равна $\approx 1,3$ мм, что обусловлено необходимостью получения максимальной скорости течения водорода (в зоне критического сечения $V_{\text{кр}} \approx 75$ м/с) и высокого коэффициента теплоотдачи.

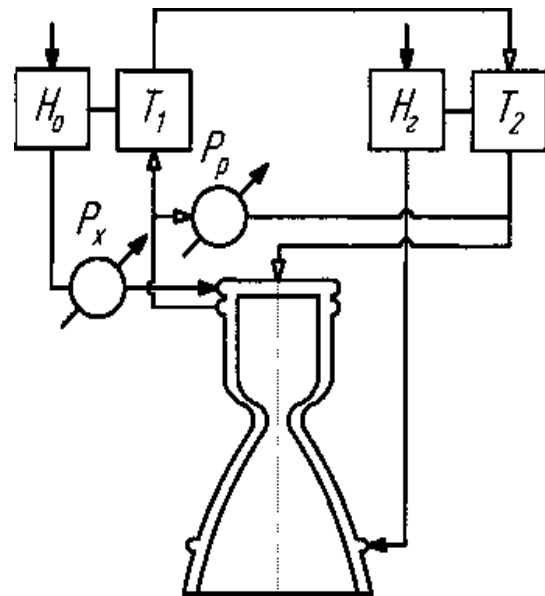


Рис. 2. Схема безгазогенераторного ЖРД

В рассматриваемом типе двигателей охлаждающий тракт камеры выполняет роль теплообменника, в котором необходимо получить максимальный подогрев водорода при сохранении температуры стенки в допустимых пределах.

Было проведено исследование подогрева водорода в зависимости от температуры газа в пристеночном слое и материала стенки (бронза БрХ0,8 или сталь 12Х18Н9Т). При этом принималось, что допустимая температура для стенки из БрХ0,8 равна 800К, а для нержавеющей стали – 1100К.

На рис. 3 приведена зависимость подогрева водорода в охлаждающем тракте ТЛ от температуры газа в пристеночном слое ТК для стенки из бронзы и нержавеющей стали.

Показано, как при этом изменяется температура стенки в критическом сечении: $T_{Hкр}$ – со стороны газа, $T_{Hс}$ – со стороны охладителя (водорода).

При условии, что температура стенки в критике находится в допустимых пределах, большой подогрев водорода обеспечивает бронзовая стенка.

Малый расход водорода затрудняет применение проточного охлаждения в выходной части сопла. Эту часть сопла целесообразно сделать в виде неохлаждаемого насадка.

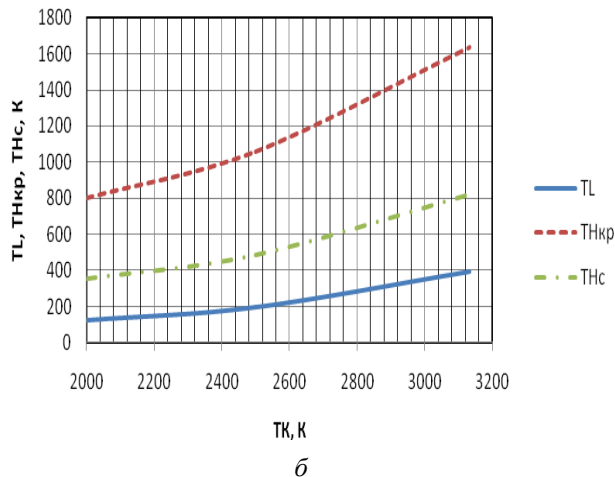
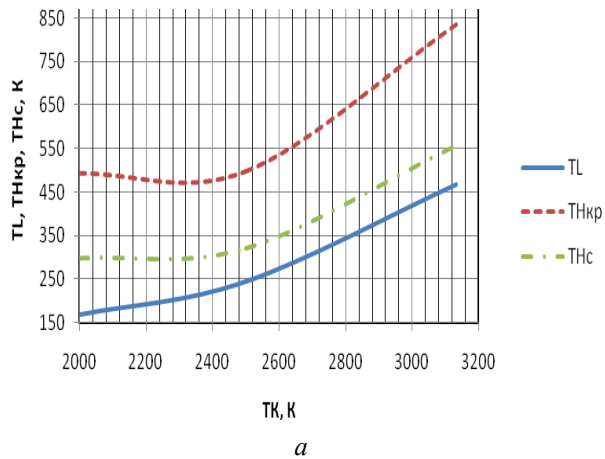


Рис. 3. Зависимость подогрева водорода и температуры стенки в критическом сечении сопла от температуры газа в пристеночном слое: а – стенка из БрХ08; б – стенка из 1X18H10T

В этой связи входной коллектор расположен в сечении сопла с геометрической степенью расширения $f=20$.

Средняя температура газа в месте установки насадка 1186 К, что позволяет выпол-

нить насадок из углеродного композитного материала. Неохлаждаемый насадок может быть выполнен выдвижным, что позволяет существенно уменьшить продольные размеры двигателя до момента его включения. Разработана конструкция выдвижного насадка для камер небольших размеров (рис. 4).

В качестве направляющей насадка при его перемещении в рабочее положение используется цилиндрическая обечайка, а в выходном сечении насадка установлена герметичная мембрана. При продувке камеры и повышении давления во внутренней полости насадок передвигается в рабочее положение, а затем прорывается мембрана.

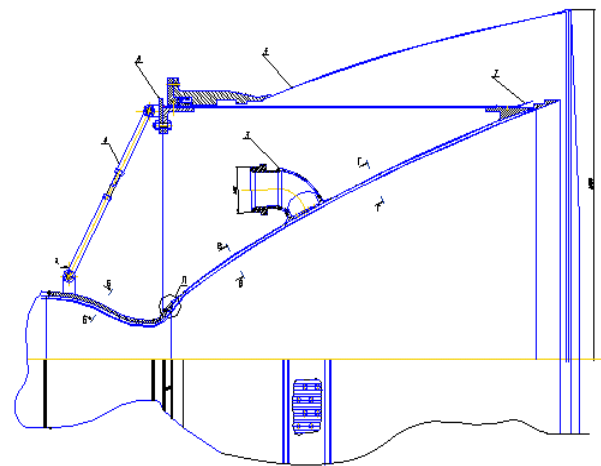


Рис. 4. Схема выдвижного насадка

На рис. 5 показана возможная ПГС предлагаемого ЖРД. Запуск двигателя предполагается осуществлять таким же образом, как в других двигателях подобного типа. После продувки магистралей двигателя гелием под давлением наддува баков компоненты подаются в электрическое устройство 10 и воспламеняются. Открывается клапан 7, водород поступает в охлаждающий тракт камеры, испаряется и подогревается от соприкосновения с конструкцией.

Этот газ и начинает раскручивать турбины 2 и 3 обоих ТНА. При достижении определённого давления за насосом окислителя 4 открывается клапан 6. В камеру поступает кислород, и двигатель выходит на номинальный расчётный режим.

Для управления режимом работы двигателя предусмотрен регулятор 8, который позволяет перепускать рабочее тело в камеру помимо турбин. Соотношение компонентов в камере регулируется дросселем 9.

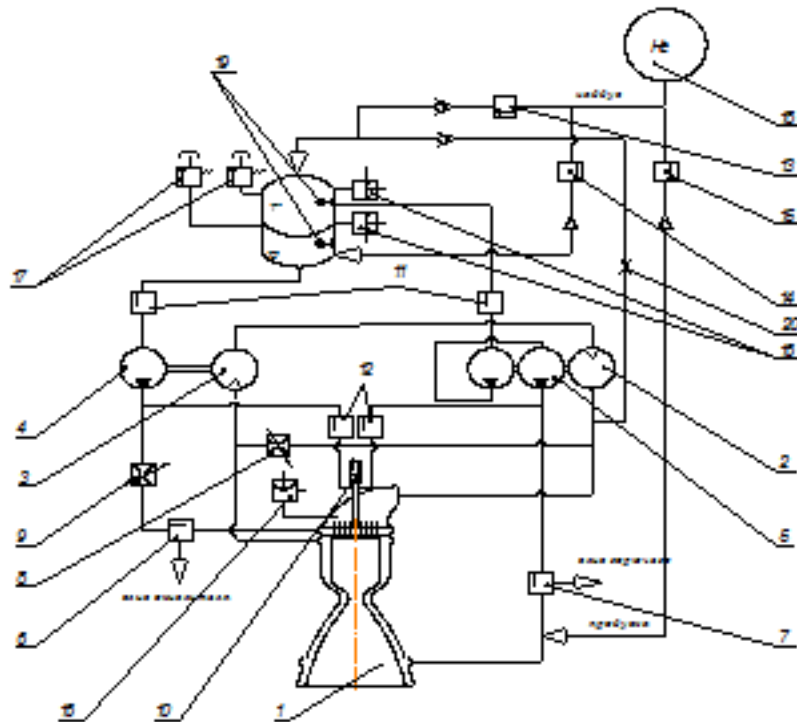


Рис. 5. Пневмогидравлическая схема ЖРД, использующего ТНА ТРДД НК-88:
 1 - камера; 2,5 – существующий водородный ТНА; 3,4 – кислородный ТНА;
 6,7 – главные топливные клапаны; 8,9 – регуляторы тяги и соотношения компонентов

Проведённые исследования показывают, что, используя водородный ТНА авиационного двигателя НК-88, можно создать эффективный и надёжный криогенный ЖРД для космических аппаратов. Применение уже отработанного водородного ТНА позволяет существенно сократить сроки и стоимость создания двигателя.

Библиографический список

1. Иванов, А.И. Возможность создания кислородно-водородного ЖРД с использованием водородного ТНА, разработанного для авиационного ГТД [Текст] / А.И. Иванов, В.А. Борисов // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докл. междунар. науч.-техн. конф. 24-26 июня 2009г. – Самара: СГАУ, 2009. - Ч.1. –С. 67-68.
2. Пиунов, В.Ю. Семейство многокамерных кислородно-водородных ЖРД для разгонных блоков ракет-носителей легкого

класса и межорбитальных буксиров [Текст] / В.Ю. Пиунов, В.И. Морозов // Двигатель, 2011. - №6 (78).

3. Орлов, В.Н. Опыт работ по созданию двигателя для первого в мире криогенного самолёта [Текст] / В.Н. Орлов, В.В. Харламов // Материалы III науч.-техн. конф. “Применение криогенных топлив в перспективных летательных аппаратах”. – М: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1996. – С.40-44.

4. Двигатели 1944 - 2000: авиационные, ракетные, морские, наземные. – М.: ООО “АКС - Конверсалт”, 2000.- 434 с.

5. Горохов, В.Д. Исследование создания универсального кислородно-водородного ЖРД для разгонных блоков и межорбитальных буксиров с использованием агрегатов подачи двигателя РД0146 [Текст] / В.Д. Горохов, В.С. Рачук // Труды Международной конференции СИИТ 01, Воронеж: 2001. – С. 2-5.

OXYGEN-HIDROGEN LIQUID ROCKET ENGINE USING TURBO-PUMP DEVELOPED FOR AVIATION HIDROGEN LIQUID TWO-SPOOL TURBO-JET

© 2012 A. I. Ivanov¹, V. A. Borisov²

¹ JSC “KUZNETSOV”, Samara

²Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov
(National Research University)

The possibility of using in small trust rocket engines hydrogen turbopump unit developed for aircraft gas turbine engine is considered.

Cryogenic aircraft gas-turbine engine, liquid rocket engine, oxygen-hydrogen propellant, turbo-pump unit, upper stages of the block of rockets vichle of light class and interorbital tugs.

Сведения об авторах

Иванов Александр Иванович, начальник отдела ракетных двигателей, ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара. Область научных интересов: жидкостные ракетные двигатели.

Борисов Валерий Александрович, кандидат технических наук, доцент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: конструкция ракетных двигателей.

Ivanov Aleksandr Ivanovich, Head of Department Rocket Engine, Joint Stock Company “KUZNETSOV”. Samara. Area of research: design of rocket engines.

Borisov Valery Aleksandrovich, Candidate of Technical Sciences, associate Professor, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). Area of research: design of rocket engines.