
УДК: 621.454.2.043

В. И. Конох, И. Н. Гордиец

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск

ПНЕВМОНАСОСНАЯ ПОДАЧА КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА В ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ

В настоящее время в жидкостных ракетных двигательных установках ракет-носителей и космических аппаратов применяются две классические системы подачи компонентов топлива: вытеснительная и турбонасосная. В Государственном предприятии «КБ «Южное» разработана новая система подачи топлива — пневмонасосная. Она является более простой и надежной по сравнению с турбонасосной, и в сравнении с вытеснительной системой подачи позволяет обеспечить более высокое давление в камере двигателя при низких давлениях на входе в двигатель, а также обеспечивает высокую точность поддержания тяги и соотношения компонентов топлива. Представлен обзор работ, ведущихся в ГП «КБ «Южное», по созданию современных жидкостных двигательных установок с пневмонасосной системой подачи для космических аппаратов.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, система подачи, пневмонасосный агрегат, уплотнение.

В последнее время в ГП «КБ «Южное» проводятся исследования по созданию двигательной установки с маршевым двигателем тягой 400 Н с запасом топлива 3000 кг, работоспособностью в составе космического аппарата в течение пяти лет и количеством включений не менее 100. Давление в камере двигателя равно 1 МПа, а суммарное время работы — около 8500 с, компоненты топлива — азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

В разработке этой двигательной установки учтен большой опыт ГП «КБ Южное» по созданию жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ) с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива в камеру двигателя.

В настоящее время в ракетостроении доминирующими являются вытеснительная и турбонасосная системы подачи компонентов топлива в камеру двигателя и газогенератор. Недостатки обеих систем общеизвестны: для вытесни-

тельной — это ограничение по запасу топлива, связанное с высоким давлением в баках и значительным расходом газа на наддув, а для турбонасосной — сложность конструкции и более низкая надежность, обусловленная значительным количеством элементов конструкции, включая турбонасосный агрегат (ТНА) с газогенератором (ТНА является элементом, определяющим надежность и ресурс работы ЖРД) [2].

Пневмонасосная подача топлива занимает промежуточное положение между турбонасосной и вытеснительной системами и однозначно превосходит по массовому совершенству вытеснительную. Применение турбонасосной системы подачи топлива наиболее рационально при больших импульсах тяги (более 5 МН·с).

В разработках ГП «КБ «Южное» прототип пневмонасоса — однокомпонентный жидкостный аккумулятор давления поршневого типа (питатель) — был впервые применен в двигателе РД866. Однокомпонентные питатели осуществляли автоматическое включение турбонасосных агрегатов

© В. И. КОНОХ, И. Н. ГОРДИЕЦ, 2015

окислителя (Ок) и горючего (Г), для чего имели встроенные переключатели подачи и сброса управляющего давления компонентов топлива в перекрывающие топливные клапаны соответствующих газогенераторов. Турбонасосы осуществляли дозаправку рабочих полостей питателей компонентами топлива, когда поршни питателей достигали позиций опорожненного состояния, и выключались, когда питатели были заправлены.

Основные характеристики питателей окислителей и горючего представлены в табл. 1.

Разработка двигателя РД866 была начата в 1979 г. В 1983 г. была закончена наземная экспериментальная отработка. Двигатель успешно прошел лётные испытания и серийно изготавливался на ГП ПО ЮМЗ (Украина), эксплуатировался в составе межконтинентальной баллистической ракеты типа SS-24 шахтного и мобильного базирования.

Благодаря использованию однокомпонентных поршневых пневмонасосов (питателей) двигатель РД866 обеспечивал 14 включений в полете (при наземной отработке проверено 30).

Следующим успешным шагом по применению пневмонасосных агрегатов (ПНА) и совершенствованию его конструкции стал бортовой источник мощности (БИМ) малой ракеты.

Однокомпонентный ПНА БИМ (его характеристики приведены в табл. 2) предназначался для питания системы бортовых приводов маслом высокого давления. Пневмонасосный агрегат приводился в действие редуцированным газом от бортового пневмоблока ракеты. Пневмонасосный агрегат включал в себя объёмный насос, систему клапанов, демпфер, пневматический привод.

Агрегат обеспечивал высокое давление в масляном контуре приводов при невысоком давлении редуцированного газа, имел небольшие габариты и вес.

Пневмонасосный агрегат прошел полный цикл наземной экспериментальной отработки и успешное лётное испытание.

В 2004 г. для автономного космического буксира (АКБ) «Кречет» конверсионного носителя «Днепр» ГП «КБ «Южное» разработало двигательную установку ДУ802. Основные характеристики двигательной установки ДУ802 приведены в табл. 3.

На рис. 1 представлена упрощенная принципиальная схема ДУ802.

Основными составляющими ДУ802 являются камера двигателя, заимствованная из двигателя РД866, и двухкомпонентный ПНА, предназначенный для подачи топлива в камеру двигателя. При разработке ПНА были использованы конструктивные решения и положительный опыт отработки ПНА БИМ малой ракеты.

Гелий на привод ПНА подавался через электропневмоклапан ЭК1 после редуктора РД1. Редуктор обеспечивал настройку по тяге на требуемый режим. Клапаны К1—К4 обеспечивали совместно с электропневмоклапанами ЭК1 и ЭК2 запуск и остановку двигателя [8].

Таблица 1. Основные характеристики питателей окислителей и горючего

Параметр	Окислитель	Горючее
Расход из питателя, кг/с	0.016...1.656	0.017...1.6
Давление гелия в пневмополости, МПа	23...30	23...30
Давление в жидкостной полости, МПа	7.6...9.8	21.3...16.3
Количество циклов заправок (сливов)	130	150
Продолжительность работы, с	1300	—
Объем рабочей полости, дм ³	1.98	2.68

Таблица 2. Основные характеристики ПНА БИМ

Расход масла, дм ³ /мин	3...12.6
Давление масла на выходе ПНА, МПа	17...21
Давление газа, МПа	2.2
Масса, кг	3.6

Таблица 3. Основные характеристики двигательной установки ДУ802

Тяга, кН	4.364
Удельный импульс тяги, м/с	3225
Давление в камере, МПа	3.58
Массовое соотношение компонентов	2.25
Время работы, с	350
Количество включений	10

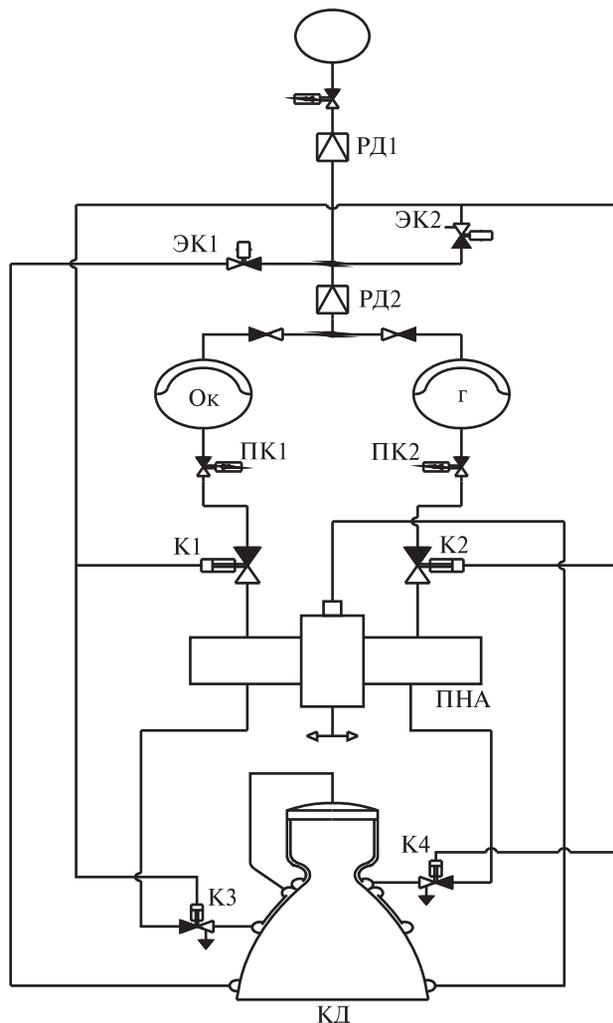


Рис. 1. Упрощённая принципиальная схема ДУ802: К1–К4 — клапаны, ПК1, ПК2 — пироклапаны, ПНА — пневмонасосный агрегат, РД1, РД2 — редукторы, ЭК1, ЭК2 — электропневмоклапаны

По сути, ПНА — это связка двух объемных поршневых насосов с пневматическим командным блоком и системой всасывания и нагнетания [4]. На рис. 2 представлена схема ПНА [7].

Принцип действия ПНА следующий. Сжатый гелий после регулятора давления подводится к командному блоку и далее поочередно в соответствующие полости газовых поршней. Газовые поршни блока пневмопривода жестко связаны с поршнями блоков насосов окислителя и горючего. При перемещении жидкостные поршни со-

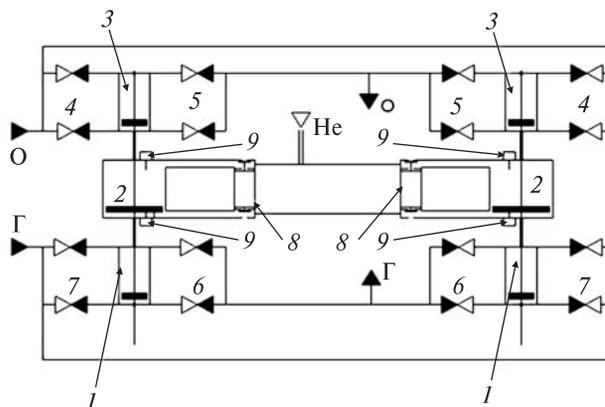


Рис. 2. Пневмогидравлическая схема ПНА: 1 — блок насоса горючего, 2 — блок пневмопривода, 3 — блок насоса окислителя, 4 — входной обратный клапан насоса окислителя, 5 — выходной обратный клапан насоса окислителя, 6 — выходной обратный клапан насоса горючего, 7 — входной обратный клапан насоса горючего, 8 — командный блок, 9 — концевой переключатель

Таблица 4. Основные характеристики пневмонасосного агрегата

Объёмный расход окислителя, дм ³ /с	0.663
Объёмный расход горючего, дм ³ /с	0.539
Давление на входе/выходе в насосы окислителя и горючего, МПа	1.3/5.7
Давление гелия на входе в пневмонасосный агрегат, МПа	2.28
Масса пневмонасосного агрегата, кг	5

здают напор в выходной сети. Поочерёдное подключение поршней осуществляется с помощью специальных концевых переключателей. Весь ПНА состоит только из пневмогидравлических элементов и узлов. ПНА запускается и отключается автоматически при подаче и отключении гелия. Жесткая связь между поршнями окислителя и горючего обеспечивает высокую точность поддержания соотношения компонентов. Точность обеспечения требуемых напоров насосов определяется точностью редуцирования давления.

Гелий, идущий на привод ПНА, подогревается в теплообменнике. Подогрев гелия в теплообменнике позволяет компенсировать потери гелия, связанные с работой ПНА.

Основные характеристики ПНА представлены в табл. 4.

На стационарных режимах из-за импульсной подачи компонентов топлива с помощью ПНА в камере двигателя имели место колебания давления на частотах работы ПНА (~10 Гц) со средней амплитудой 0.138 МПа (~4 % от давления в камере p_k). Хотя колебания давления с данной амплитудой не оказывали ощутимого влияния на рабочие процессы в камере, были реализованы мероприятия по снижению амплитуды указанных колебаний, а именно: на выходе из ПНА по обеим магистралям были установлены демпферы, позволившие снизить величину средней амплитуды колебаний с 0.138 до 0.064 МПа (~1.8 % от p_k).

Двигательный блок настраивался на номинальную тягу путём настройки редуктора на определённое давление гелия, подаваемого в ПНА. По результатам огневых испытаний (ОИ) абсолютное давление газа в камере двигателя находилось в пределах от 3.246 до 3.628 МПа. Соотношение компонентов не подлежит настройке и обеспечивалось точным соблюдением диаметров жидкостных поршней ПНА. По результатам ОИ массовое соотношение компонентов, определенное по результатам измерения расходов, находилось в пределах от 2.21 до 2.3, что соответствует требованиям технического задания и практически зависит только от разности входных температур компонентов топлива [8].

Так, на международных астронавтических конгрессах в докладах IAF-00-S.1.04 (51-й конгресс, Рио-де-Жанейро, Бразилия, 2000 г.), IAS-04-S.1.10 (55-й конгресс г. Ванкувер, Канада, 2004 г.) и IAS-05-C4.1.04 (56-й конгресс, г. Фукуока, Япония, 2005 г.) ГП «КБ «Южное» представило результаты испытаний двигателя и двигательной установки ДУ802 автономного космического буксира «Кречет».

Жидкостные ракетные установки с пневмонасосной подачей компонентов топлива позволяют регулировать тягу. Регулирование тяги возможно двумя способами.

Способ 1. Путём изменения гидравлического сопротивления выходных топливных магистралей. При этом требуется установка гидравлического дросселя хотя бы по линии одного из компонентов. Недостатком этого способа регулирования является повышенное гидравлическое сопротив-

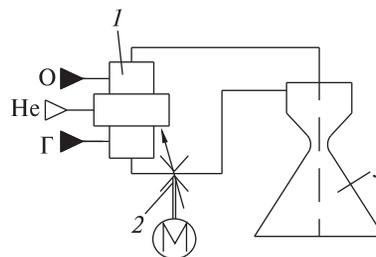


Рис. 3. Фрагмент схемы ЖРД с регулируемой магистралью горючего: 1 — пневмонасосный агрегат, 2 — дроссель с электроприводом, 3 — камера двигателя

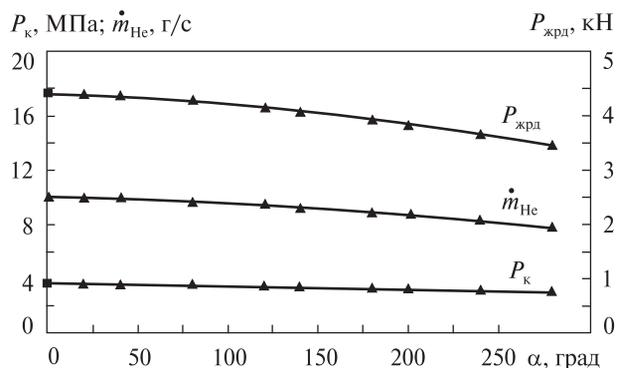


Рис. 4. Зависимость тяги $P_{жрд}$ ЖРД, давления p_k в камере двигателя и расхода гелия \dot{m}_{He} на привод ПНА от угла α поворота вала дросселя

ление жидкостных трактов и, как следствие, повышенный расход гелия на привод ПНА.

На рис. 3 представлен фрагмент схемы ЖРД с регулируемой магистралью горючего.

На рис. 4 приведены расчётные зависимости тяги, давления в камере двигателя и расхода гелия на привод ПНА от угла поворота вала гидравлического дросселя. При полностью открытом дросселе ($\alpha = 0$) гидросопротивление выходной магистрали насоса горючего такое же, как и в нерегулируемом ЖРД [6]. Эти зависимости описываются следующими уравнениями, полученными путем аппроксимации расчетных данных (коэффициент корреляции $\rho = 0.9989$):

$$p_k(\alpha) = -6 \cdot 10^{-5} \cdot \alpha^2 - 0.0013 \cdot \alpha + 3.7402,$$

$$P_{жрд}(\alpha) = -7 \cdot 10^{-6} \cdot \alpha^2 - 0.0016 \cdot \alpha + 4.4362, \quad (1)$$

$$\dot{m}_{He}(\alpha) = -2 \cdot 10^{-5} \cdot \alpha^2 - 0.0032 \cdot \alpha + 9.9998.$$

Способ 2. Путём перенастройки газового редуктора, питающего ПНА. Этот способ регули-

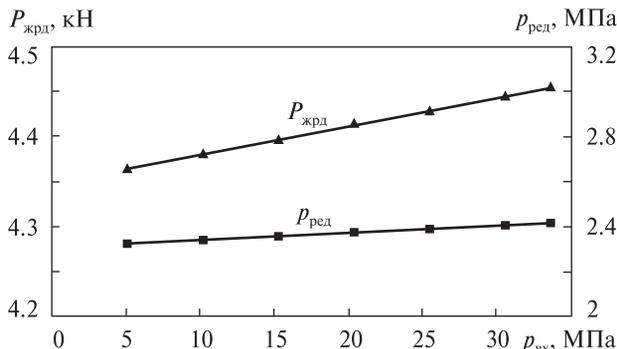


Рис. 5. Зависимость давления за газовым редуктором и тяги двигателя от давления на входе в редуктор

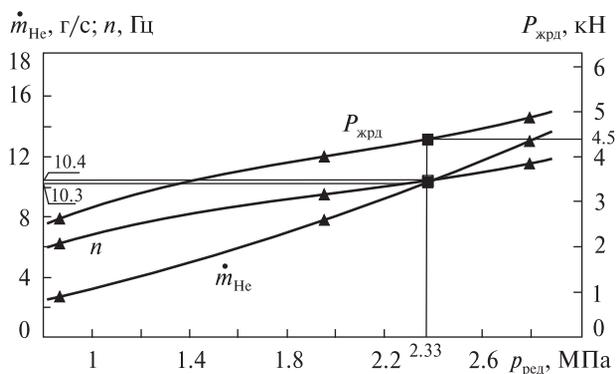


Рис. 6. Зависимость тяги ЖРД, расхода гелия на привод ПНА, частоты работы ПНА от давления $p_{ред}$ настройки редуктора, квадратики — экспериментальная точка

рования тяги наиболее предпочтительный, так как является экономичным с точки зрения расходования гелия.

Регулирование соотношения расходов компонентов топлива в ЖРД с ПНА возможно путём перелива одного из компонентов с выхода насоса на вход. Использование перелива приводит к повышенным частотам работы ПНА и снижению его КПД.

На рис. 5 приведена расчетная зависимость тяги нерегулируемого ЖРД с пневмонасосной системой подачи от давления гелия на входе в редуктор, т. е. влияние статической характеристики газового редуктора на величину тяги.

На рис. 6 представлены расчетные зависимости тяги двигателя, расхода гелия на привод ПНА и частоты работы ПНА от давления настройки газового редуктора (давления подачи гелия

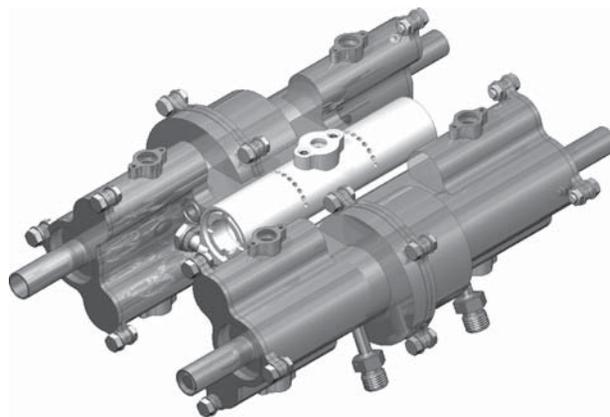


Рис. 7. ПНА для двигательной установки космического аппарата

Таблица 5. Основные характеристики пневмонасосных агрегатов

Компоненты топлива:	АТ
окислитель	НДМГ
горючее	гелий
Рабочий газ	
Давление компонентов топлива на входе в пневмонасосный агрегат, МПа	0.7
Давление компонентов топлива на выходе из пневмонасосного агрегата, МПа	1.7
Давление гелия на входе в пневмонасосный агрегат, МПа	0.7
Суммарный расход компонентов топлива, кг/с:	
максимальный	0.24
минимальный	0.1
Объемное соотношение компонентов топлива	1

в ПНА). Также приведена экспериментальная точка, полученная при ОИ двигательного блока ДУ802, при этом погрешность определения расхода гелия составляет 2 %, тяги — 3 %, частоты работы ПНА — 1 %.

Эти зависимости описываются следующими уравнениями, полученными путем аппроксимации расчетных данных (коэффициент корреляции $\rho = 0.9989$):

$$\begin{aligned}
 P_{жрд}(p_{ред}) &= 0.0022 + 4.2936 \cdot p_{ред} - \\
 &\quad - 1.6938 \cdot p_{ред}^2 + 0.2794 \cdot p_{ред}^3, \\
 n(p_{ред}) &= 0.0053 + 10.187 \cdot p_{ред} - \\
 &\quad - 4.0193 \cdot p_{ред}^2 + 0.6631 \cdot p_{ред}^3, \quad (2)
 \end{aligned}$$

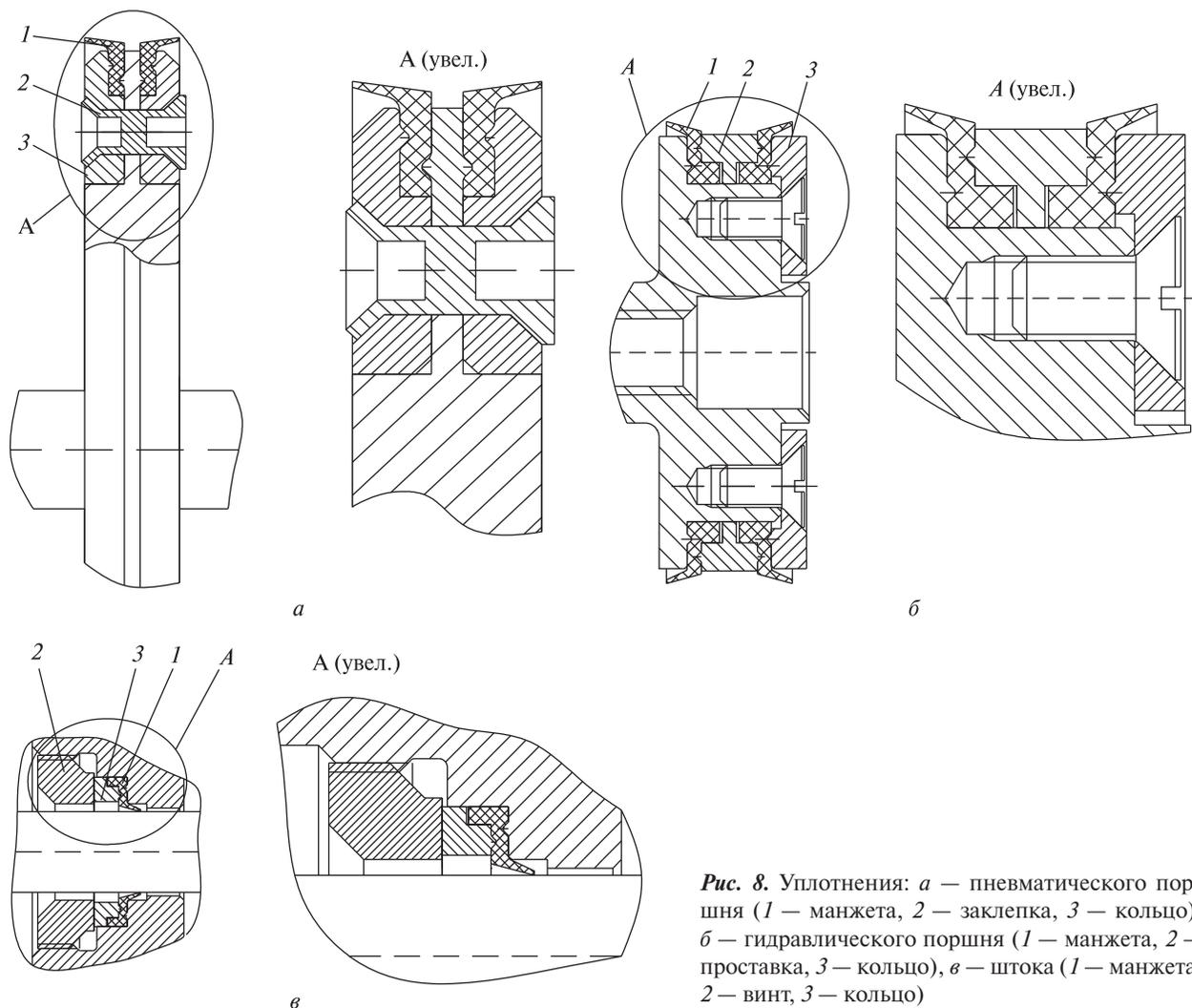


Рис. 8. Уплотнения: *а* — пневматического поршня (1 — манжета, 2 — заклепка, 3 — кольцо), *б* — гидравлического поршня (1 — манжета, 2 — проставка, 3 — кольцо), *в* — штока (1 — манжета, 2 — винт, 3 — кольцо)

$$\dot{m}_{\text{He}}(p_{\text{ред}}) = 0.0008 + 2.4492 \cdot p_{\text{ред}} + 0.7951 \cdot p_{\text{ред}}^2.$$

Проведенные исследования подтвердили возможность регулирования тяги двигателя с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива АКБ «Кречет» в интервале от -40 до $+15$ % от номинального значения [6].

Для разрабатываемой двигательной установки космического аппарата спроектирован ПНА, изображенный на рис. 7. Основные характеристики ПНА приведены в табл. 5.

Основными трудностями обеспечения большого ресурса работы ПНА являются следующие требования к подвижным уплотнительным элементам:

- обеспечение высокой герметичности с учетом условий работы ПНА,
- минимальные силы трения в подвижных элементах,
- большой пробег уплотнительных элементов и количество срабатываний,
- минимальные габаритные размеры,
- длительная стойкость в агрессивных компонентах топлива.

Для решения этой задачи требуются новые конструктивные решения и большой объем экспериментальной отработки подвижных уплотнений в газовых и гидравлических линиях.

В качестве материала уплотнительных элементов был выбран фторопласт-4, который хорошо

себя зарекомендовал и широко применяется в разработках ГП «КБ «Южное». Фторопласт-4 обладает высокой эластичностью, может работать без смазки и имеет низкий коэффициент трения (0.03...0.05).

Из известных типов уплотнений наиболее предпочтительной в данном случае является манжета, так как она компактна и обеспечивает требуемые герметичность подвижных соединений и ресурс работы [1, 5].

На рис. 8 приведены конструкции манжетных уплотнений, применяемых в гидравлических и газовых полостях ПНА. Как видно, это одноусые малогабаритные манжеты.

ВЫВОДЫ

По результатам экспериментальных исследований выбрана геометрия уплотнительных элементов, которые позволяют обеспечить высокую герметичность с суммарным временем работы 8500 с при 33000 циклов нагружений и длиной пробега около 1000 м.

1. *Абрамов Е. И., Колесниченко К. А., Маслов В. Т.* Элементы гидропривода. (Справочник). — К.: Техніка, 1977. — 320 с.
2. *Добровольский М. В.* Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учеб. для вузов. — М.: Издво МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. — 488 с.
3. *Кукса И. Ю., Конох В. И., Калиниченко И. И.* Исследование регулирования ЖРД с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива // Вісник Дніпропетровського ун-ту. — 2007. — № 912. — С. 56—60.
4. *Схиртладзе А. Г., Иванов В. И., Кареев В. Н.* Гидравлика в машиностроении: В 2 ч. — Старый Оскол: ТНТ, 2008. — Ч. 2. — 496 с.
5. *Чупраков Ю. И.* Гидропривод и средства гидроавтоматики: Учеб. пособ. для вузов. — М.: Машиностроение, 1979. — 232 с.
6. *Шнякин В. Н., Конох В. И., Калиниченко И. И.* Перспективы дросселирования жидкостного ракетного двигателя тягой 450 кгс с пневмонасосным агрегатом // Авиационно-космич. техн. и технол. — 2008. — № 10 (57). — С. 45—50.
7. *Шнякин В. Н., Шульга В. А., Конох В. И. и др.* Двухкомпонентная жидкостная двигательная установка космического аппарата с пневмонасосной системой подачи // Авиационно-космич. техн. и технол. — 2010. — № 9 (76). — С. 159 — 162.
8. *Шульга В. А., Конох В. И., Животов А. И., Дибривный А. В.* Создание космических ЖРД на базе пневмонасосной

системы подачи топлива // Авиационно-космич. техн. и технол. — 2012. — № 7 (94). — С. 141—146.

Стаття надійшла до редакції 21.07.15

В. И. Конох, И. М. Гордиец

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

ПНЕВМОНАСОСНА ПОДАЧА КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА В РІДИННИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНАХ ТА ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВКАХ

В нинішній час в рідинних ракетних двигунних установках (РРДУ) ракет-носіїв і космічних апаратів використовуються дві класичні системи подачі компонентів палива: витискувальна і турбонасосна. В ДП «КБ «Південне» розроблена нова система подачі палива — пневмонасосна. Пневмонасосна система подачі компонентів палива є більш простою та надійною в порівнянні з турбонасосною. У порівнянні з витискувальною системою подачі пневмонасосна система дозволяє забезпечити більш високий тиск в камері двигуна при низьких тисках на вході в двигун, а також забезпечує високу точність підтримання тяги та співвідношення компонентів палива. У статті представлено огляд робіт, що проводяться в ДП «КБ «Південне», зі створення сучасних рідинних двигунних установок з пневмонасосною системою подачі для космічних апаратів.

Ключові слова: рідинний ракетний двигун, система подачі, пневмонасосний агрегат, ущільнення

V. I. Konokh, I. M. Gordiets

Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

PNEUMOPUMP FEED SYSTEM OF PROPELLANT COMPONENTS IN LIQUID ROCKET ENGINES AND POWER INSTALLATIONS

Nowadays two classical feed systems of propellant components are applied in liquid rocket propulsion systems of launch vehicles and space vehicles: positive-displacement and turbopump. SDO "Yuzhnoye" has developed the new feed system of propellant components — pneumopump. The pneumopump feed system of propellant components is more simple and reliable as compare with turbopump system. In comparison to the positive-displacement feed system, the pneumopump system allows supplying a higher pressure in the combustion chamber at low inlet pressures in the engine, and also supplies a higher accuracy in the maintaining of thrust and fuel components ratio. The review of the activities conducted at the SDO "Yuzhnoye" on the creation of modern liquid propulsion systems with the pneumopump feed system for space vehicles is presented.

Key words: liquid propellant engine, feed system, pneumopump unit, sealing.