

УДК 621.454.2.04

Конох В. И.	канд. техн. наук, начальник отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП "КБ "Южное", Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com;
Калиниченко И. И.	начальник сектора отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП "КБ "Южное", Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com;
Гордиец И. Н.	начальник группы отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП "КБ "Южное", Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com;
Миколаевский В. В.	инженер-конструктор 1 категории отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП "КБ "Южное", Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ ДВУХКОМПОНЕНТНОГО ПНЕВМОНАСОСНОГО АГРЕГАТА НА КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

На сегодняшний день в жидкостных ракетных двигательных установках космических аппаратов принято применять вытеснительную систему подачи компонентов топлива, так как она является наиболее простой и надёжной. При этом она также обладает несколькими существенными недостатками — топливные баки находятся под высоким давлением, что приводит их к утяжелению за счет увеличения толщины стенки, а также большие разбросы соотношения компонентов топлива, и как следствие — увеличение гарантийных запасов компонентов топлива на борту космического аппарата. Сегодня отработана новая система подачи компонентов топлива в камеру двигателя — пневмонасосная. Данная система питания двигательной установки занимает отдельное место между вытеснительной и турбонасосной системами подачи компонентов топлива и превосходит их по массовому совершенству для жидкостных двигательных установок тягой до 10 кН. Проведены исследования по теоретическому и экспериментальному определению оптимальных параметров двухкомпонентного пневмонасосного агрегата (ПНА), определению коэффициента полезного действия ПНА на модельной жидкости и рабочих газах — гелии и воздухе. Для подтверждения определенных на первоначальных этапах отработки расходно-напорных и ресурсных характеристик ПНА на модельной жидкости (вода) и газах (гелий и воздух) были проведены испытания на натуральных компонентах топлива в широком диапазоне температур. В качестве компонентов топлива с диапазоном температур от 277 К до 312 К использовались: окислитель — АТ (азотный тетраоксид), горючее — НДМГ (несимметричный диметилгидразин). Рабочий газ — гелий и азот в диапазоне температур от 261 К до 364 К. Суммарное время работы каждого экземпляра ПНА составило 10800 с. В результате анализа проведенных испытаний подтверждено соответствие расходно-напорных и ресурсных характеристик работы ПНА на модельных жидкостях и газах с характеристиками работы ПНА на натуральных компонентах топлива в широком диапазоне рабочих температур. Суммарные гидравлические потери по гидравлическим линиям окислителя и горючего на воде и компонентах топлива слабо отличаются за счет своей плотности, что оказывает незначительное влияние на снижение напоров на ~1...1,5 %. Данный факт позволит в дальнейшем для других типоразмеров ПНА снизить стоимость и сократить сроки экспериментальной отработки пневмонасосных агрегатов за счет использования более дешевых и безопасных модельных жидкостей, газов. Также была подтверждена возможность длительной работы ПНА в агрессивных средах.

Ключевые слова: двигательная установка; пневмонасосная система подачи; пневмонасос; компоненты топлива; ресурс работы.

Введение

На сегодняшний день в жидкостных ракетных двигательных установках космических аппаратов принято применять вытеснительную систему подачи компонентов топлива, так как она является наиболее простой. Однако она обладает несколькими существенными недо-

статками — топливные баки находятся под высоким давлением, что приводит их утяжелению за счет увеличения толщины стенки, а также большие разбросы соотношения компонентов топлива, и как следствие — увеличение гарантийных запасов компонентов топлива на борту космического аппарата.

На сегодняшний день сотрудниками ГП «КБ «Южное» проведена отработка новой системы подачи топлива – пневмонасосная [1]. Данная система питания двигательной установки занимает отдельное место между вытеснительной и турбонасосной системами подачи компонентов топлива и превосходит их по массовому совершенству для жидкостных двигательных установок (ЖДУ) тягой до 10 кН.

1. Обзор публикаций и выделение нерешённых задач

ГП «КБ «Южное» уже многие годы занимается разработкой рулевых и маршевых жидкостных ракетных двигателей на различных компонентах топлива с использованием как вытеснительной, так и турбонасосной систем подачи топлива для ракет и спутниковых платформ.

На данный момент ведутся работы по созданию орбитальной ЖДУ, компонентами топлива для которой служат АТ (азотный тетраоксид) и НДМГ (несимметричный диметилгидразин), в состав которой входят маршевый двигатель тягой 40 кгс и рулевые двигатели малой тяги. Для повышения энергомассовых характеристик двигательной установки (ДУ) спутниковой платформы была разработана пневмонасосная система подачи топлива. Типичная схема ЖДУ с пневмонасосной системой подачи приведена на рис. 1. В состав ЖДУ входят топливные баки окислителя и горючего, пневмоблок, камера маршевого двигателя, рулевых двигателей малой тяги (РДМТ), пневмонасосный агрегат (ПНА), клапан редуционный для наддува топливных баков и управляющая автоматика.

Были проведены исследования по определению оптимальных параметров и границ работоспособности двухкомпонентного ПНА [2], определению коэффициента полезного действия ПНА [3] на модельной жидкости – воде и рабочих газах – гелии и воздухе. Воздух использовался как модельный газ для уменьшения стоимости проведения испытаний, а гелий – как рабочий газ, используемый при работе в составе двигательной установки.

Фото разработанного ПНА [4] представлено на рис. 2, а его пневмогидравлическая схема – на рис. 3. По принципу действия ПНА относится к насосам объёмного типа.

Конструктивно ПНА состоит из двух насосных блоков 1(1) и 1(2), составляющими элементами которых являются пневмоприводы 8, работающие на редуцированном гелии высокого давления. К каждому пневмоприводу жестко прикреплены гидравлические насосы окислителя 6 и горючего 7; циклический режим работы каждого из насосных блоков обеспечивается газовыми пневмораспределителями 10, взаимодействующими с концевыми

клапанами 9 нажимного действия, которые размещались в газовых полостях пневмопривода.

Работает ПНА следующим образом [2]. В любой момент поршни пневмоприводов с насосами окислителя «Ох» и горючего «Fu» могут занимать произвольное положение относительно концевых клапанов. На запуск ПНА это начальное положение влияния не оказывает. Штоки всех концевых клапанов имеют одинаковое выступание относительно дна. Полости гидравлических насосов 6(1), 6(2) заполнены окислителем, полости 7(1), 7(2) – горючим.

Основные характеристики ПНА приведены в таблице 1

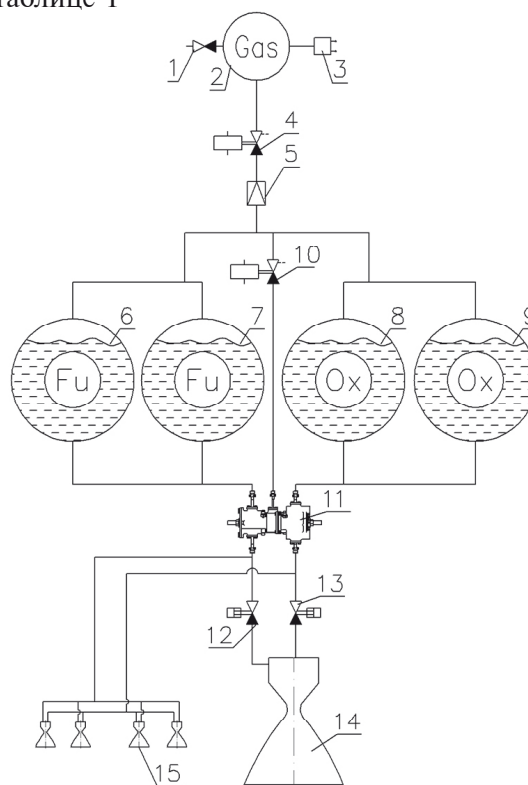


Рис. 1. ЖДУ с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива:

1 - клапан заправки; 2 - баллон с гелием; 3 - сигнализатор давления; 4, 10 - электропневмоклапан; 5 - клапан редуционный; 6, 7 - бак горючего; 8, 9 - бак окислителя; 11 - пневмонасосный агрегат; 12, 13 - электрогидроклапан; 14 - камера маршевого двигателя, 15 - рулевые двигатели малой тяги



Рис. 2. Фото поршневого ПНА

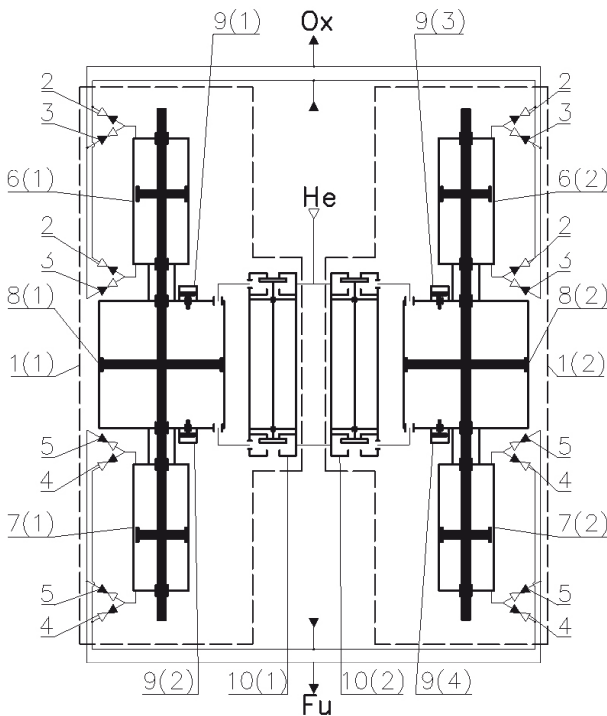


Рис. 3. Принципиальная схема поршневого ПНА двустороннего действия:

- 1(1), 1(2) – насосный блок; 2 – обратный клапан по линии входа «Ох»; 3 – обратный клапан по линии выхода «Ох»; 4 – обратный клапан по линии входа «Fu»; 5 – обратный клапан по линии выхода «Fu»;
- 6(1), 6(2) – гидравлический насос «Ох»;
- 7(1), 7(2) – гидравлический насос «Fu»;
- 8(1), 8(2) – пневмопривод; 9(1)9(4) – концевой клапан; 10(1), 10(2) – пневмораспределитель

Таблица 1. Характеристики пневмонасосного агрегата при работе в составе двигательной установки

1	Рабочее тело пневмопривода	Гелий
2	Окислитель	АТ
3	Горючее	НДМГ
4	Номинальное абсолютное давление гелия на входе, кгс/см ²	7,5
5	Диапазон температур гелия при различных режимах работы, К – при работе только РДМГ – при работе маршевого двигателя	273-323 323-373
6	Номинальное абсолютное давление топлива на входе, кгс/см ² : – по линии окислителя – по линии горючего	7 7
7	Номинальное абсолютное давление топлива на выходе из ПНА, кгс/см ² : – по линии окислителя – по линии горючего	17 17
8	Расходы компонентов топлива, г/с – окислителя – горючего	64,7-155 35,3-85

2. Постановка задачи данного исследования

На первоначальных этапах отработки опытных конструкций ПНА определение основных расходно-напорных параметров ПНА и ресурсных характеристик уплотнительных элементов проводились на гидравлических стендах с использованием модельного рабочего тела (воды) вместо натуральных компонентов топлива (АТ+НДМГ). Такой подход позволяет исключить негативные последствия в случае возникновения отказов (выход из строя подвижных уплотнений) в процессе проведения испытаний. Однако для завершения отработки, с целью подтверждения расходно-напорных параметров ПНА и ресурсных характеристик уплотнительных элементов, необходимо было проведение цикла испытаний на натуральных компонентах топлива в рабочем диапазоне температур. Такие испытания являются высокотратными и ресурсоёмкими, т.к. возникает необходимость создания испытательной базы для безопасной работы с самовоспламеняющимися компонентами топлива. Целью такой задачи является проведение испытаний с целью оценки степени влияния различных рабочих сред на характеристики ПНА.

3. Изложение основного материала с обоснованием полученных научных результатов

Поставленная задача определения влияния природы рабочего тела на процессы в ПНА при различных вариантах как рабочего газа, так и рабочих жидкостей требовала проведения большого объёма испытаний, которые в свою очередь проводили в несколько этапов.

На всех этапах испытаний регистрировали следующие параметры: давление газа на входе в ПНА, давление жидкостей по трактам окислителя и горючего на входе, а также средне интегральное значение давления из жидкостных трактов на выходе с ПНА.

Первым этапом были испытания на модельной жидкости и газах. Исходя из условий безопасности, максимальной простоты в эксплуатации в качестве модельной жидкости была выбрана вода, а в качестве рабочего тела для пневмопривода ПНА – гелий и воздух. Гелий использовался, т.к. он является рабочим телом в двигательной установке, а воздух имеет низкую себестоимость.

Модельный режим выбирается исходя из условия сохранения скорости движения поршней при работе в составе ДУ. Скорость движения поршней определяет расход $Q_{o,r}$, обеспечивающийся гидравлическим поршнем ПНА [5]:

$$Q_{o,r} = F_{пор}^K \cdot \frac{dx}{dt}, \quad (3)$$

где $F_{пор}^K$ – площадь гидравлических поршней;

$\frac{dx}{dt}$ – скорость движения поршня.

Испытания проводились на пневмогидро-стенде, собранном по схеме, представленной на рис. 4. Характер изменения параметров при работе на воздухе и гелии представлен на рис. 5 и рис. 6 соответственно.

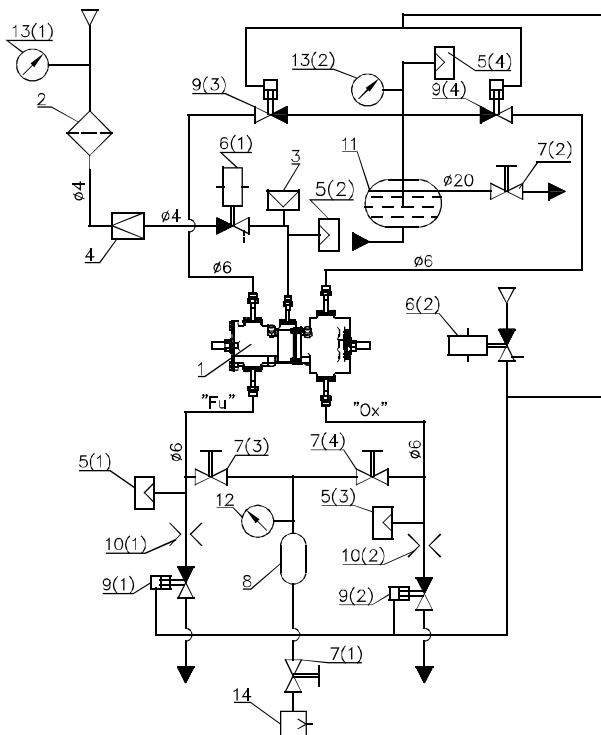


Рис. 4. Схема испытаний ПНА на гидравлическом стенде:

- 1 – ПНА; 2 – фильтр; 3 – преобразователь первичный температуры; 4 – клапан редукционный;
- 5(1)...5(4) – преобразователь первичный давления;
- 6(1), 6(2) – электропневмоклапан; 7(1)...7(4) – вентиль;
- 8 – разделительная ёмкость; 9(1)...9(4) – пневмоклапан;
- 10(1), 10(2) – жиклёр; 11 – ёмкость; 12 – вакуумметр;
- 13(1), 13(2) – манометр; 14 – вакуум-насос

Требуемый ресурс работы подвижных уплотнений для работы в составе двигательной установки составляет 5400 с. Согласно требованиям, для подтверждения ресурсного запаса агрегат должен отработать не менее двойного ресурса (10800 с), что и было подтверждено экспериментально.

Сравнивая полученные результаты испытаний на гелии и воздухе следует отметить, что длительность переходных процессов

пневмораспределителей при работе на воздухе выше. Это связано с характеристиками газов, из-за которых динамические процессы опорожнения и заполнения пневмополостей гелием, проходят быстрее чем воздухом. Для оценки влияния природы газов на скорость опорожнения пневматической полости можно воспользоваться следующей формулой, использованной в [2]:

$$\tau_p = \frac{2 \cdot V_p \cdot \left(\left(\frac{P_{abs0}}{P_{abs1}} \right)^{\frac{k-1}{2 \cdot k}} - 1 \right)}{\mu \cdot A_{gas} \cdot f_s \cdot (k-1) \cdot \sqrt{R_{gas} \cdot T_0}}, \quad (1)$$

где V_p – объём пневмополости;

P_{abs0} – абсолютное начальное давление в пневмополости;

P_{abs1} – абсолютное конечное давление в пневмополости;

μ – коэффициент расхода;

A_{gas} – газодинамический комплекс, для гелия – 0,7267, для воздуха – 0,685;

f_s – минимальная площадь дренажного канала;

k – показатель адиабаты, для гелия – 1,67, для воздуха – 1,4.

R_{gas} – газовая постоянная, для гелия – 2078,5 Дж/(кг·К), для воздуха – 287 Дж/(кг·К);

T_0 – начальная температура газа в пневмополости, К.

По результатам проведенных испытаний замечаний по функционированию подвижных уплотнений ПНА не было.

Следующим этапом были испытания ПНА при различных температурах рабочего газа и натуральных компонентах топлива. Условия испытаний необходимо было максимально приблизить к штатным условиям работы ПНА в составе двигательной установки, поэтому в качестве рабочего газа использовался гелий, в качестве окислителя («Ох») – АТ, а в качестве горючего («Fu») – НДМГ.

Испытания проводились на специально оборудованном пневмогидростенде, схема которого представлена на рис. 7.

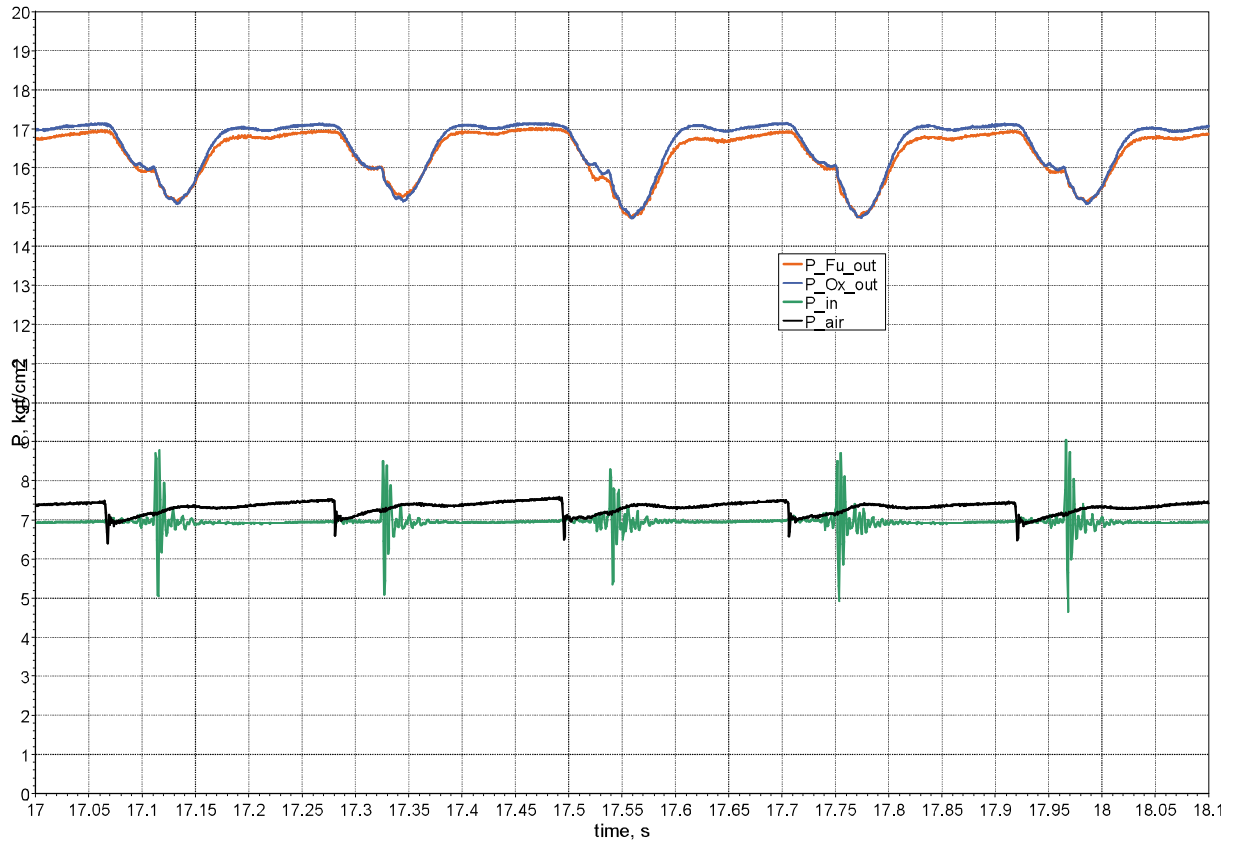


Рис. 5. Характер изменения параметров ПНА при испытаниях на воде и воздухе

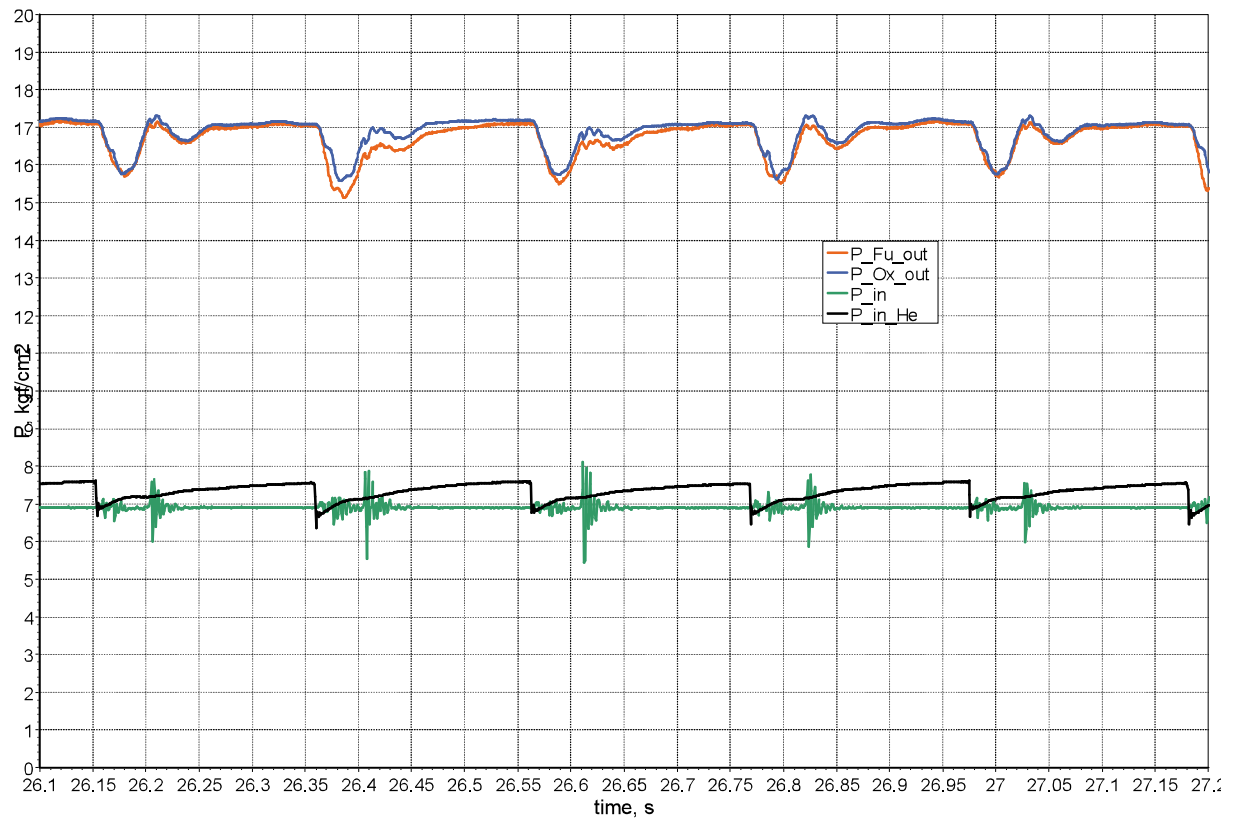


Рис. 6. Характер изменения параметров ПНА при испытаниях на воде и гелии

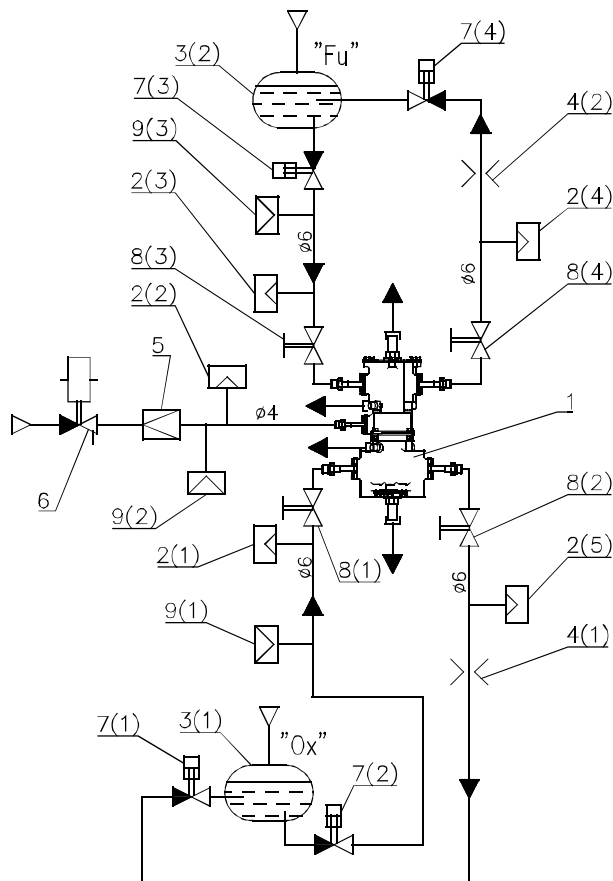


Рис. 7. Схема ресурсных испытаний ПНА на компонентах:

1 – ПНА; 2(1)...2(5) – преобразователь первичный давления; 3(1), 3(2) – ёмкость; 4(1), 4(2) – жиклёр; 5 – клапан редукционный; 6 – электропневмоклапан; 7(1)...7(4) – пневмоклапан; 8(1)...8(4) – вентиль; 9(1)...9(3) – термометр сопротивления

Испытания на гелии и на компонентах топлива для подтверждения соответствия расходно-напорных характеристик были разбиты на три подэтапа с продолжительностью по 1800 с каждый:

– испытания при пониженных температурах гелия (T_{\min}) и компонентов топлива – температуру по трактам «Ox» и «Fu» поддерживали в пределах от 277 до 280 К, а температуру гелия – от 261 до 264 К. Типичный характер изменения параметров на этом режиме представлен на рисунке 8.

– испытания при номинальных температурах гелия ($T_{\text{ном}}$) и компонентов топлива – температуру по трактам «Ox» и «Fu» поддерживали в пределах от 292 до 298 К, а температуру гелия – от 304 до 322 К. Типичный характер изменения параметров на этом режиме представлен на рисунке 9.

– испытания при повышенных температурах гелия (T_{\max}) и компонентов топлива – температуру по трактам «Ox» и «Fu» поддерживали

в пределах от 308 до 312 К, а температуру гелия – от 353 до 364 К. Характер изменения параметров на этом режиме представлен на рисунке 10.

Для полноты исследования необходимо было наработать двойной ресурс (еще 5400 с), поэтому дальнейшие испытания проводились с использованием модельного газа – азота. В качестве модельного газа был выбран азот, так как он дешевле и проще в хранении по сравнению с гелием. Вторым фактором использования азота было отсутствие влаги в нем, которая при контакте с парами АТ образует соли, способные оказать негативное влияние на подвижные уплотнения. В процессе ресурсных испытаний температуру компонентов топлива по трактам «Ox» и «Fu» поддерживали в пределах от 298 до 301 К, а температуру азота – от 285 до 286 К. Характер изменения параметров при работе на азоте представлен на рисунке 11. Результаты испытаний приведены в таблице 2.

Для анализа изменения напоров насосных блоков ПНА при работе на натуральных компонентах модельных газов и жидкостях использовали уравнением баланса сил [5]:

$$(P_{\text{вых}}^{\Gamma} + \Delta P_{\text{обр}}^{\Gamma} - P_{\text{вх}}^{\Gamma}) \cdot F_{\text{пор}}^{\text{K}} + (P_{\text{вых}}^{\text{O}} + \Delta P_{\text{обр}}^{\text{O}} - P_{\text{вх}}^{\text{O}}) \cdot F_{\text{пор}}^{\text{K}} + F_{\text{тр}} = F_{\text{пор}}^{\text{газ}} \cdot P_{\text{ред}} \quad (2)$$

где $P_{\text{вых}}^{\Gamma}$, $P_{\text{вых}}^{\text{O}}$ – давления на выходе из ПНА по линии горючего и окислителя;

$P_{\text{обр}}^{\Gamma}$, $P_{\text{обр}}^{\text{O}}$ – потери давления на обратных клапанах по линии горючего и окислителя;

$P_{\text{вх}}^{\Gamma}$, $P_{\text{вх}}^{\text{O}}$ – давления на входе в ПНА по линии горючего и окислителя;

$F_{\text{пор}}^{\text{газ}}$ – площадь пневмопоршня;

$P_{\text{ред}}$ – давление газа на входе в ПНА.

Из полученных результатов испытаний видно, что работа ПНА на модельных газах и жидкости слабо отличается от работы на натуральных компонентах топлива и рабочем газе. Данный факт объясняется тем, что суммарные гидравлические потери по гидравлическим линиям окислителя и горючего на воде и компонентах топлива слабо отличаются за счет изменения плотности, что приводит к незначительному снижению напоров на ~ 1...1,5 %. Это позволяет проводить отработку пневмонасосов на безопасных в жидкостях с достаточно высокой точностью, что дает возможность удешевить процесс отработки. Также доказана возможность длительной работы подвижных уплотнений в агрессивных средах компонентов топлива – наработано 10800 с.

Таблица 2. Результаты испытаний ПНА на различных компонентах различных температурных режимах

Параметр	Рабочий газ и жидкости					
	Величина параметра					
	Воздух / вода	Гелий / вода	Гелий / АТ+НДМГ, T_{min}	Гелий / АТ+НДМГ, T_{nom}	Гелий / АТ+НДМГ, T_{max}	Азот / АТ+НДМГ
Среднеинтегральное значение давления газа на входе в ПНА, P_{in} , кгс/см ²	7,28	7,34	7,35	7,35	7,37	7,345
Среднеинтегральное значение давления окислителя на входе в ПНА, P_{in}^{Ox} , кгс/см ²	6,83	6,9	6,654	6,81	6,792	6,78
Среднеинтегральное значение давления горючего на входе в ПНА, P_{in}^{Fu} , кгс/см ²	6,83	6,9	7,084	7,02	6,997	6,958
Среднеинтегральное значение давления окислителя на выходе из ПНА, P_{out}^{Ox} , кгс/см ²	16,27	16,875	16,72	16,672	16,773	16,26
Среднеинтегральное значение значения давления горючего на выходе из ПНА, P_{out}^{Fu} , кгс/см ²	16,13	16,729	16,613	16,654	16,865	16,21

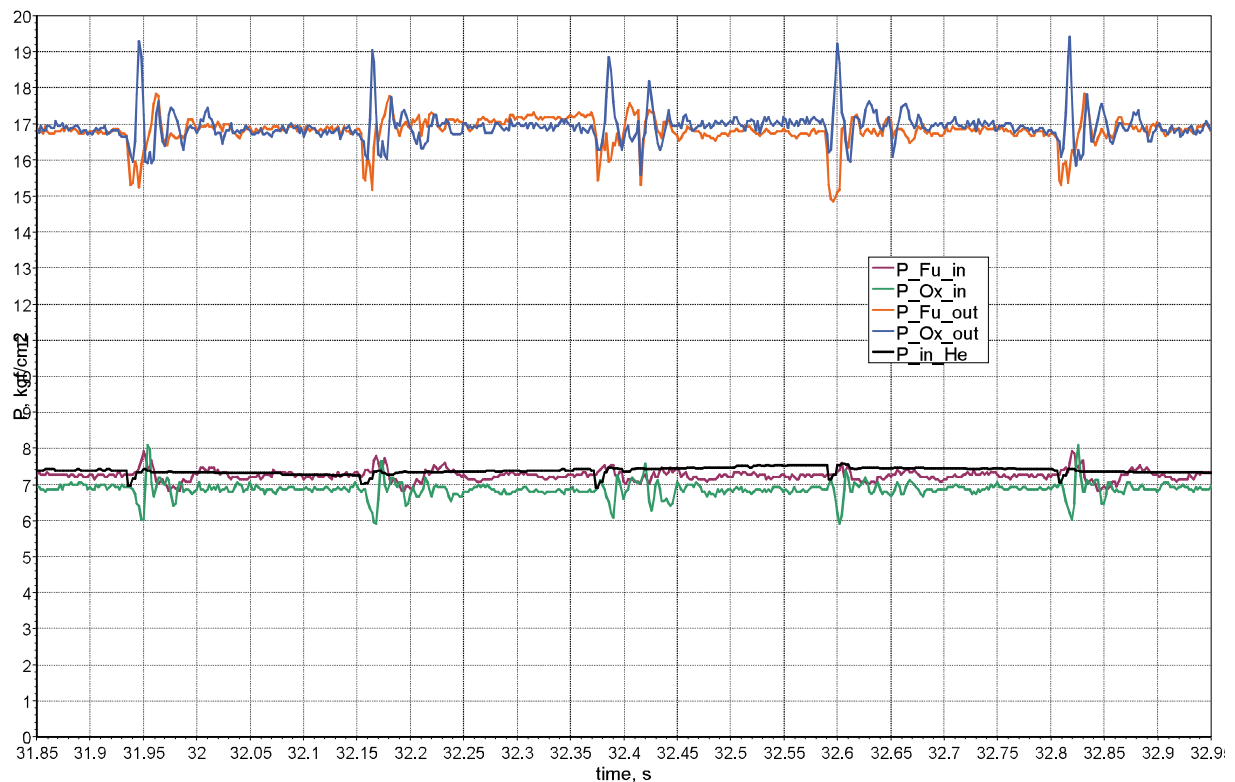


Рис. 8. Характер изменения параметров ПНА при ресурсных испытаниях на компонентах топлива при пониженных температурах гелия и топлива

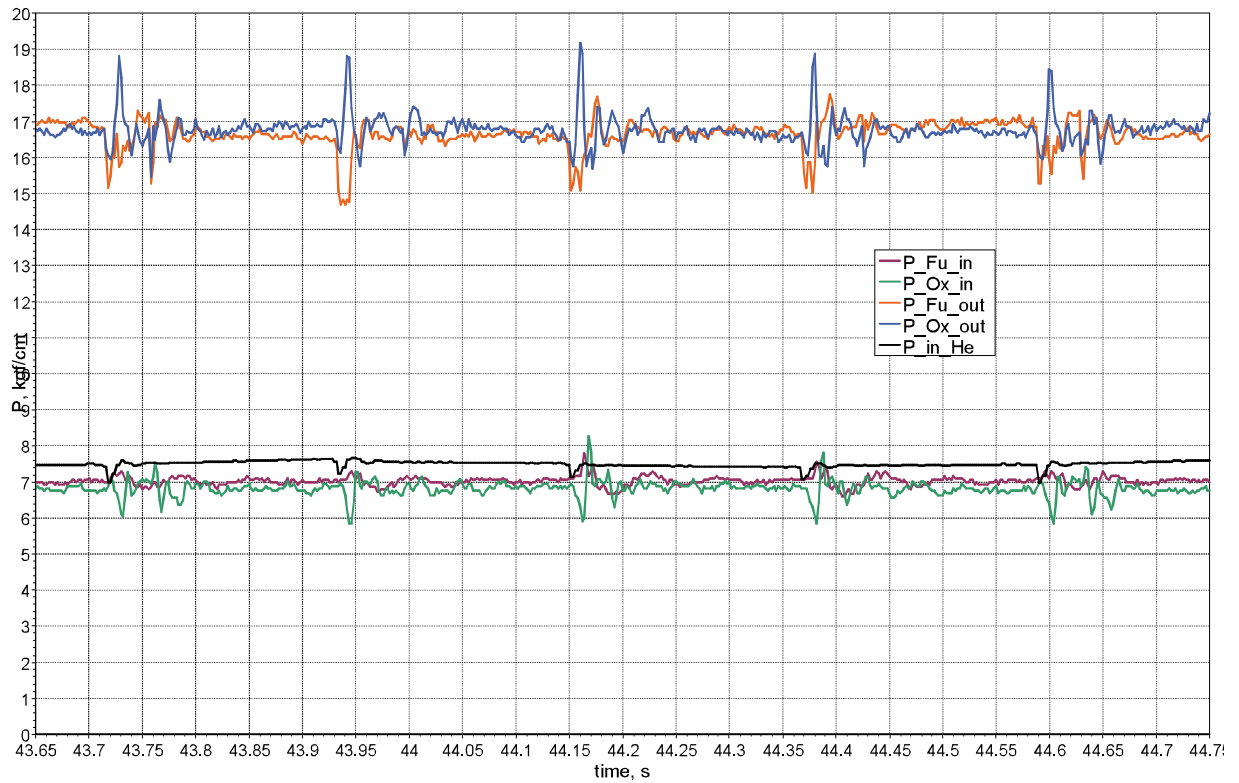


Рис. 9. Характер изменения параметров ПНА при ресурсных испытаниях на компонентах топлива при номинальных температурах гелия и топлива

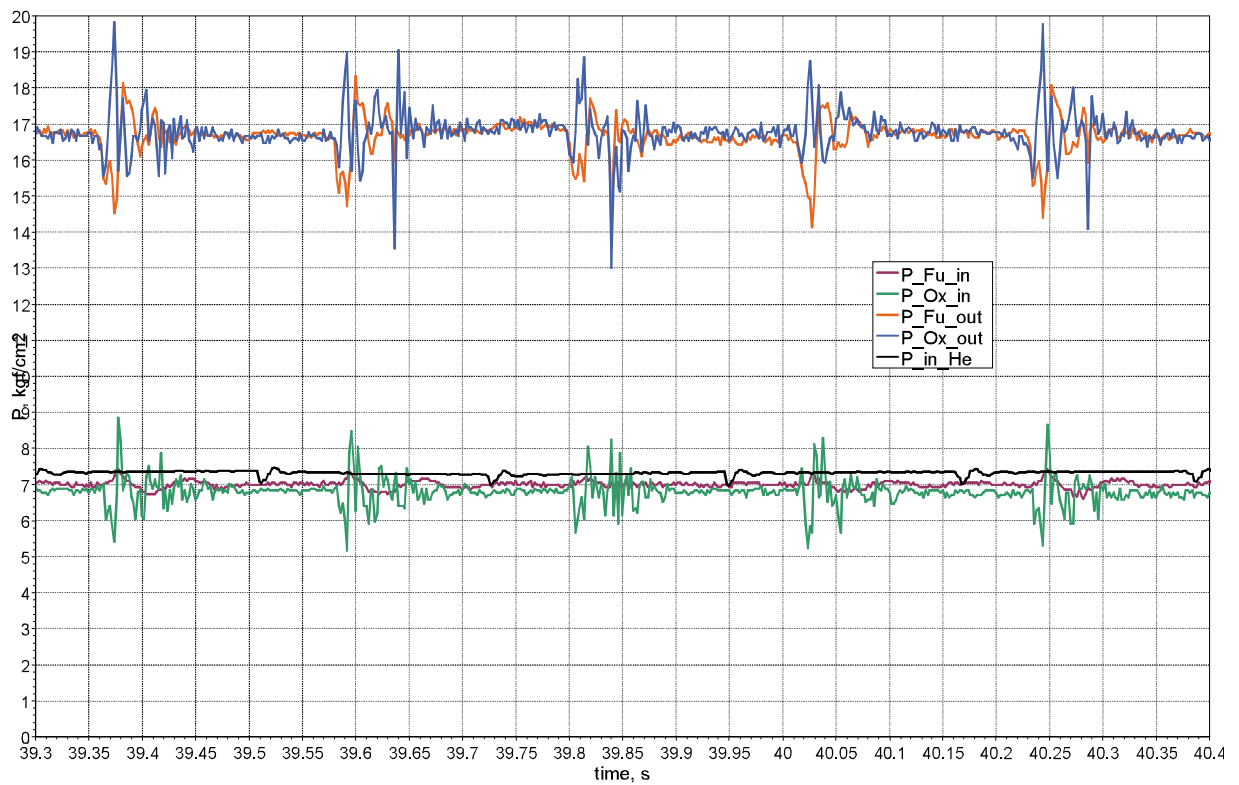


Рис. 10. Характер изменения параметров ПНА при ресурсных испытаниях на компонентах топлива при повышенных температурах гелия и топлива

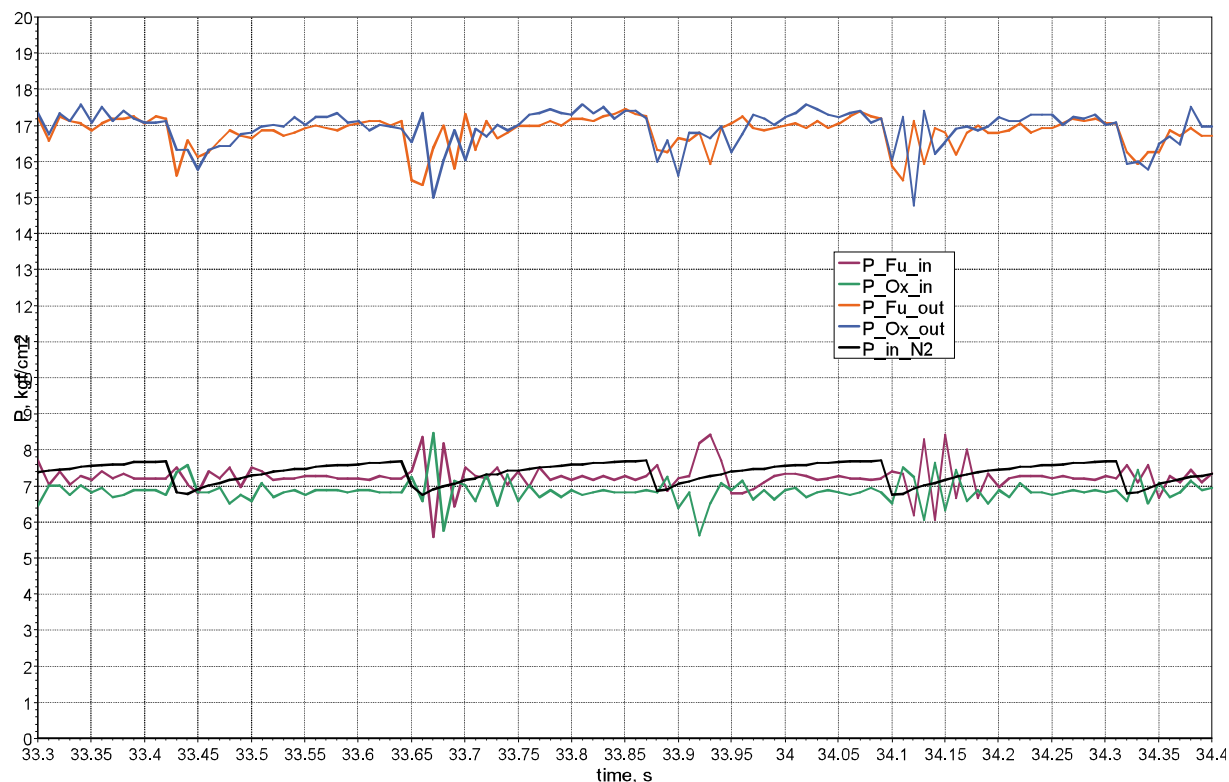


Рис. 11. Характер изменения параметров ПНА при ресурсных испытаниях на компонентах топлива при номинальных температурах азота и топлива

Выводы

В результате анализа проведенных исследований подтверждено соответствие расходно-напорных и ресурсных характеристик работы ПНА на модельных жидкостях и газах с характеристиками работы ПНА на натуральных компонентах топлива. Данный факт позволяет снизить стоимость и сократить сроки отработки пневмонасосных агрегатов за счет использования более дешевых и безопасных модельных жидкостей, газов. Также был подтвержден ресурс работы ПНА на натуральных компонентах топлива в течение 10800 с.

Литература

1. Двухкомпонентная жидкостная двигательная установка космического аппарата с пневмонасосной системой подачи [Текст] / В. Н. Шнякин, В. А. Шульга, В. И. Конох и др. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 9 (76). – С.159-163.

2. Оптимизация параметров и определение границ работоспособности двухкомпонентного

пневмонасосного агрегата для космического аппарата [Текст] / В.И.Конох, И.И.Калиниченко, И.Н.Гордиец и др.// *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2017. – № 9 (144). – С.36-46.

3. Определение коэффициента полезного действия двухкомпонентного пневмонасосного агрегата для космического аппарата. [Текст] / В.И.Конох, И.И.Калиниченко, И.Н.Гордиец и др. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2018. – № 7 (151). – С.12-19.

4. Пат. 116172 Украина, МПК⁸ F04В 9/12. Пневмонасос [Текст] / ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля, 21.07.2016, 12.02.2018, Бюл. №3 – 5 с.

5. Разработка уплотнительных элементов для обеспечения ресурсных характеристик пневмонасосного агрегата [Текст] / В. И. Конох, И. И. Калиниченко, И. Н. Гордиец и др.// *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2015. – № 7 (124). – С.131-136.

Поступила в редакцию 29.07.2019

В.І. Конох, І.І. Калініченко, І.М. Гордієць, В.В. Миколаєвський. Аналіз результатів випробувань двокомпонентного пневмонасосного агрегату на компонентах палива

На сьогоднішній день в рідинних ракетних двигунах космічних апаратів прийнято застосовувати витисну систему подачі компонентів палива, так як вона є найбільш простою і надійною. При цьому витискна система подачі також має декілька суттєвих недоліків – паливні баки працюють під відносно високим тиском, що призводить до підвищення їхньої ваги за рахунок збільшення товщини стінки баків, а також велику розбіжність в співвідношенні компонентів палива, і як наслідок – збільшення гарантійних запасів палива на борту космічного апарату. Наразі відпрацьована нова система подачі палива в камеру двигуна – пневмонасосна. Дана система подачі палива для рідинного ракетного двигуна займає окреме місце поміж витискною і турбонасосною системами подачі і перевершує їх по габаритно-масовим характеристикам для рідинних ракетних двигунів тягою до 10 кН. Проведено дослідження по теоретичному і експериментальному визначенню оптимальних параметрів двокомпонентного пневмонасосного агрегату (ПНА), визначенню коефіцієнту корисної дії ПНА на модельній рідині та робочих газах – гелій та повітря. Для підтвердження визначених на перших етапах витратно-напірних та ресурсних характеристик ПНА на модельній рідині (вода) і газах (гелій та повітря) були проведені випробування на натурних компонентах палива в діапазоні температур від 277 К до 312 К з використанням: окислювача – АТ (азотний тетроксид), пального – НДМГ (несиметричний диметилгідразин). Робочий газ – гелій і азот в діапазоні температур від 261 К до 364 К. Сумарний час роботи кожного екземпляру ПНА складає 10800 с. В результаті аналізу проведених випробувань підтверджено відповідність витратно-напірних і ресурсних характеристик роботи ПНА на модельних рідинах і газах з характеристиками роботи ПНА на натурних компонентах палива в широкому діапазоні робочих температур. Сумарні гідравлічні втрати лінії окислювача і пального на воді та компонентах палива майже не відрізняються за рахунок своєї густини, що незначно впливає на зниження напорів на $\sim 1..1,5$ %. Даний факт дозволить в майбутньому для інших типорозмірів ПНА знизити вартість і скоротити терміни експериментального відпрацювання за рахунок використання більш дешевих і безпечних модельних рідин та газів. Також була підтверджена можливість тривалої роботи ПНА в агресивних середовищах.

Ключові слова: двигунна установка; пневмонасосна система подачі; пневмонасос; компоненти палива; ресурс роботи.

V.I. Konokh, I.I. Kalinichenko, I.M. Hordiets, V.V. Mykolaievskiyi. Analysis of result of bipropellant pneumopump assembly tests with propellants

Nowadays, it is decided to apply pressure propellant supply system in the liquid-propellant propulsion system as the most simple and failsafe system. At the same time, it has some significant disadvantages such as fuel tanks are under high pressure that leads to their mass increasing due to wall thickness increasing and significant dispersion of propellant mixture ratio, as a result, flight performance reserve on a spacecraft board is increased.

Nowadays, a new system such as pneumopump system was developed for propellants supplying into an engine chamber. This propulsion supply system takes individual place between pressure and turbopumping propellant supply systems and surpasses them under mass perfection for liquid propulsion system with thrust of up to 10 kN. Theoretical and experimental researches of the bipropellant pneumopump assembly (PPA) optimal parameters determination were carried out as well as determination of the PPA efficiency with model liquid and working gases such as helium and air.

The tests with propellants at wide temperature range were carried out to confirm the PPA flow-head and service life characteristics determined at the first phase of development with model liquid (water) and gases (helium and air). Oxidizer NTO (nitrogen tetroxide) and fuel UDMH (unsymmetrical dimethylhydrazine (heptyl)) were applied as propellants with temperature range from 227 to 312 K and working gases helium and nitrogen at temperature range from 227 to 312 K as well. Summarized operation duration of each tested PPA was 10800 s that exceeded required service life characteristics in two times.

In accordance with the tests results, compliance of the PPA flow-head and service life characteristics with model liquid and gases with the PPA characteristics with propellants was confirmed

within wide range of working temperatures. Total hydraulic losses of oxygen and fuel hydraulic lines at tests with water and propellants are not very different due to their densities that does not have a significant effect on a head reducing – about 1...1.5 %. In future, for other PPA parameters, this fact will allow reducing a price and experimental development term duration owing to application of cheaper and more secure model liquids and gases. Possibility of PPA long operation in aggressive mediums was confirmed as well.

Key words: *propulsion system; pneumo-pump feed system; pneumo-pump unit; propellant; service life.*

References

1. Shnyakin V. N., Shul'ga V. A., Konokh V. I., Zhivotov A. I., Kalinichenko I. I., Dibrivnyi A. V., Kuksa I. Yu. Dvukomponentnaya zhidkostnaya dvigatel'naya ustanovka kosmicheskogo apparata s pnevmonasosnoj sistemoy podachi [Bipropellant liquid propulsion system of spacecraft with pneumo-pump supply system]. *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija Publ.*, 2010, no. 9 (76), pp. 159-163.
2. Konokh V.I., Kalinichenko I.I., Gordiets I.N., Shpak A.V. Optimizaciya parametrov i opredelenie granic rabotosposobnosti dvukomponentnogo pnevmonasosnogo agregata dlya kosmicheskogo apparata [Parameters optimization and operability limits determination of the bipropellant pneumo-pump unit of a spacecraft]. *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija Publ.*, 2017, no. 9 (144), pp. 36-46.
3. Konokh V. I., Kalinichenko I. I., Gordiets I.N., Shpak A. V. Opredelenie koefficienta poleznogo dejstviya dvukomponentnogo pnevmonasosnogo agregata dlya kosmicheskogo apparata [Determination of the efficiency of two-component pneumo-pump unit for a spacecraft]. *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija Publ.*, 2018, no. 7 (151), pp. 12-19.
4. Konokh V.I., Kalinichenko I.I., Gordiets I.N., Mikolaevskiy V.V. Pnevmonasos [Pneumopump]. Patent UA, № 116172, 2018.
5. Konokh V.I., Kalinichenko I.I., Gordiets I.N., Shpak A.V. Razrabotka uplotnitel'nyh jelementov dlja obespechenija resursnyh harakteristik pnevmonasosnogo agregata [Development of sealing elements for ensuring of pneumo-pump unit service life characteristics]. *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija Publ.*, 2015, no. 7 (124), pp. 131-136.