

УДК 621.452.2.043

В. И. КОНОХ, И. И. КАЛИНИЧЕНКО, И. Н. ГОРДИЕЦ, А. В. ШПАК*Государственное предприятие “Конструкторское бюро “Южное” им. М. К. Янгеля”***ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПНЕВМОНАСОСА
НА ЕГО ВЫХОДНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ РЕЖИМОВ
РАБОТЫ ОРБИТАЛЬНОЙ ЖДУ**

Исследованы выходные характеристики пневмонасоса подачи компонентов топлива на различных режимах функционирования орбитальной жидкостной двигательной установке (ЖДУ), работающей на компонентах топлива АТ и ММГ (НДМГ) и состоящей из маршевого двигателя тягой 40 кгс и рулевых двигателей малой тяги. Диапазон изменения суммарных расходов компонентов топлива составляет 100...240 з/с. Рассмотрено влияние конструктивных факторов пневмонасоса на его оптимальные выходные параметры при изменении расходов компонентов топлива. Получена зависимость КПД пневмонасоса от скорости движения поршней. Для обеспечения оптимальных параметров проведена модернизация конструкции пневмонасосного агрегата.

Ключевые слова: *двигательная установка, пневмонасосная система подачи, пневмонасос.*

Введение

В орбитальных жидкостных двигательных установках (ЖДУ) спутниковых платформ широко применяется вытеснительная система подачи компонентов топлива. Она хорошо отработана, проста, надёжна и для большинства космических задач достаточно эффективна. В то же время стремление разработчиков получить прибавку в полезной нагрузке инициирует усовершенствование всех систем космических аппаратов. Так, в докладах IAC-04-S.1.10 и IAC-05-C4.1.04 на 55 и 56 Международных Астронавтических конгрессах ГП “КБ “Южное” представило результаты испытаний двигателя и двигательной установки ДУ 802 автономного космического буксира “Кречет”. В составе указанной жидкостной двигательной установки (ЖДУ) тягой 450 кгс используется пневмонасосная система подачи топлива.

Замена вытеснительной системы топливоподачи на пневмонасосную позволит улучшить массовые характеристики спутниковых платформ. Это достигается, в первую очередь, за счёт снижения давления в топливных баках, по сравнению с вытеснительной системой подачи использования подогрева газа, питающего пневмонасосный агрегат (ПНА), от работающей камеры двигателя, обеспечения высокой точности поддержания соотношения расходов компонентов топлива ($\approx \pm 0,5\%$), что в свою очередь позволило снизить гарантийные запасы топлива. Также дополнительный выигрыш в массе даст повышение давления в камере двигателя, что позволит увеличить удельный импульс и, соответственно, снизить массу компонентов топлива.

1. Обзор публикаций и выделение нерешённых задач

Масса, применяемых в настоящее время спутниковых платформ Spacebus, Eurostar, Alphabus, составляет 5000-8000 кг, при этом заправка компонентами топлива колеблется в пределах 60-70% от общей массы. Орбитальная жидкостная двигательная установка такой платформы состоит из маршевого двигателя тягой ~40 кгс и рулевых двигателей малой тяги (РДМТ).

В настоящее время в ГП “КБ “Южное” ведутся работы по созданию орбитальной ЖДУ, работающей на компонентах топлива АТ и ММГ (НДМГ) и состоящей из маршевого двигателя тягой 40 кгс и рулевых двигателей малой тяги. Эта ЖДУ имеет запас топлива ~3000 кг, должна быть работоспособной на орбите в течение 5 лет и обеспечивать большое число включений (более 100) [1]. Исходя из тенденции улучшения характеристик спутниковых платформ, в качестве системы топливоподачи применена пневмонасосная. Типичная схема ЖДУ с пневмонасосной системой подачи приведена на рис 1. Эта ЖДУ содержит в своём составе топливные баки окислителя и горючего, пневмоблок, камеру маршевого двигателя, РДМТ, ПНА, газовый редуктор для надува топливных баков питания ПНА и управляющей автоматики.

Однако ДУ 802 была однорежимной, следовательно, основной агрегат системы топливоподачи ПНА также работал в одном режиме. Для обеспечения всех режимов работы вновь разрабатываемой орбитальной ЖДУ ПНА должен питать ее в широ-

ком диапазоне расходов компонентов топлива. Для увеличения КПД ЖДУ гелий подогревается в теплообменнике, расположенном на камере маршевого двигателя. Следовательно, при работе только РДМТ температура гелия будет ниже, чем при работе маршевого двигателя. Основные требования, предъявляемые к вновь разрабатываемому ПНА, приведены в таблице 1.

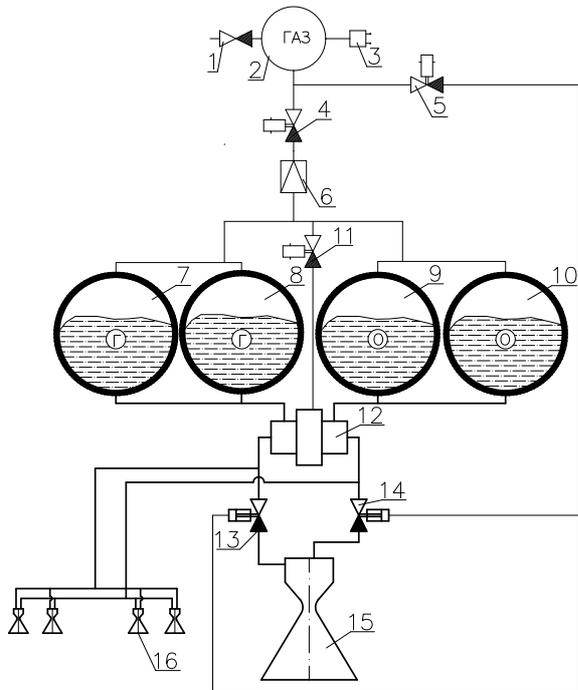


Рис. 1. ЖДУ с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива:

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

Пневмогидравлическая схема ПНА заимствована из прототипа, который применен на автономном космическом буксире "Кречет". По принципу действия ПНА относится к объемным насосам. Его пневмогидравлическая схема приведена на рис. 2.

ПНА включает в себя топливные насосы окислителя 3 и горючего 1 объемного типа и объемные пневмоприводы 2, работающие на редуцированном гелии высокого давления от пневмоблока. ПНА содержит два блока пневмоприводов с насосами; циклический режим работы каждого из блоков обеспечивается газовыми переключателями 8, взаимодей-

ствующими с концевыми клапанами 9 нажимного действия, которые размещаются в газовых полостях пневмопривода.

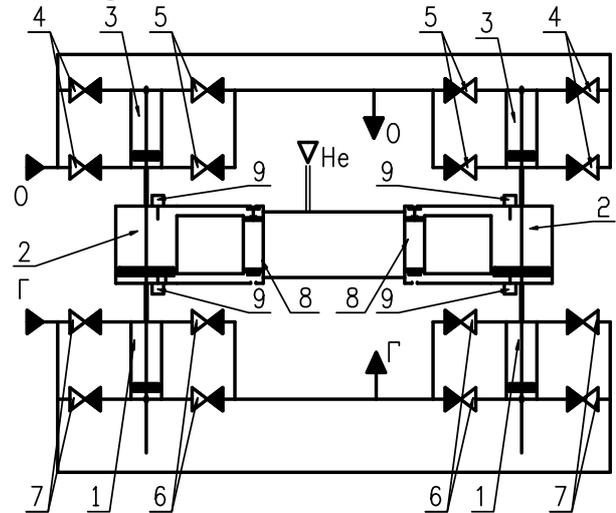


Рис. 2. Пневмонасосный агрегат автономного космического буксира "Кречет", схема пневмогидравлическая:

- 1 - блок насоса горючего;
- 2 - блок пневмопривода;
- 3 - блок насоса окислителя;
- 4, 5 - обратные клапаны насоса окислителя;
- 6, 7 - обратные клапаны насоса горючего;
- 8 - газовый переключатель;
- 9 - концевой клапан

Таблица 1

Характеристики ПНА при работе в составе орбитальной ЖДУ

№	Характеристики	Значение
1	Рабочее тело пневмопривода	Гелий
2	Окислитель	АТ
3	Горючее	ММГ (НДМГ)
4	Номинальное абсолютное давление гелия на входе, кгс/см ²	7
5	Диапазон температур гелия при различных режимах работы, К:	
	– при работе только РДМТ	273...323
	– при работе маршевого двигателя	323...373
6	Номинальное абсолютное давление топлива на входе, кгс/см ² :	
	– по линии окислителя	7
	– по линии горючего	7
7	Номинальное абсолютное давление топлива на выходе из ПНА, кгс/см ² :	
	– по линии окислителя	17
	– по линии горючего	17
8	Расходы компонентов топлива, кг/с:	
	– окислителя	0,062-0,150
	– горючего	0,038-0,090
9	Соотношение объемных расходов компонентов топлива	1

Принцип работы ПНА следующий: при подаче давления гелия в газовый тракт насоса начинают двигаться поршни насосов. Каждый из поршней, контактируя в конце хода с концевым клапаном, подаёт управляющую команду на реверс соседнего насоса, образуя, таким образом, замкнутый цикл работы. Для обеспечения однонаправленного движения компонентов топлива по тракту насоса установлены входные и выходные блоки обратных клапанов. Применение схемы со сдвоенными насосами позволяет минимизировать провалы давления на выходе из насоса в момент реверсирования поршней.

2. Постановка задачи данного исследования

Как известно объёмным насосам свойственна цикличность рабочего процесса и связанная с ней неравномерность подачи. Одним из основных элементов в пневмогидравлической схеме ПНА, отвечающим за минимизацию неравномерности подачи, является концевой клапан, а точнее величина его выступания. Задачей выполненного исследования является анализ влияния выступания концевой клапана на характеристики ПНА и оптимизация его конструкции.

3. Изложение основного материала с обоснованием полученных научных результатов

После проведения предварительных расчетов и определения конструкции ПНА были определены основные габаритные размеры элементов ПНА, приведенные в таблице 2.

Таблица 2
Габаритные размеры элементов ПНА

№	Элементы	Значение
1	Площадь гидравлических поршней, см ²	7,26
2	Площадь пневматического поршня, см ²	22,97
3	Ход блока поршней, мм	30
4	Частота срабатывания, Гц	2-4,7

Для оптимизации величины выступания штока концевой клапана в зависимости от отбираемого расхода компонентов топлива рассмотрим конструкцию клапана (рис. 3).

Работает клапан следующим образом. При нажатии пневмопоршнем на шток клапана 4 происходит его перемещение, и газ подается (сбрасывается) в управляющую полость газового переключателя.

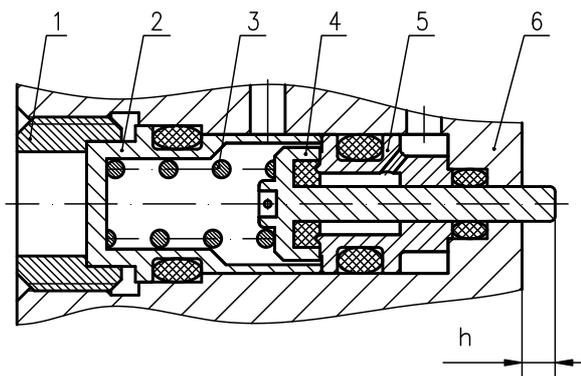


Рис. 3. Конструкция концевой клапана:
1 - гайка, 2 - стакан; 3 - пружина;
4 - клапан; 5 - седло; 6 - корпус;
h - выступание концевой клапана

Для определения величины выступания необходимо составить систему уравнений, определяющую основные конструктивные элементы ПНА.

Уравнение баланса сил на блоке поршней:

$$\left(P_{\text{вых}}^{\Gamma} + \Delta P_{\text{обр}}^{\Gamma} - P_{\text{вх}}^{\Gamma} \right) \cdot F_{\text{пор}}^{\text{к}} + \left(P_{\text{вых}}^{\text{о}} + \Delta P_{\text{обр}}^{\text{о}} - P_{\text{вх}}^{\text{о}} \right) \times \times F_{\text{пор}}^{\text{к}} + F_{\text{тр}} = F_{\text{пор}}^{\text{газ}} \cdot P_{\text{ред}}, \quad (1)$$

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

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

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

$F_{\text{пор}}^{\text{к}}$ – площадь гидравлических поршней;

$F_{\text{тр}}$ – сила трения;

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

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

Расход компонентов определяет скорость движения поршней:

$$v = \frac{m_{\text{к}}}{F_{\text{пор}}^{\text{к}} \cdot \rho}, \quad (2)$$

где $m_{\text{к}}$ – массовый расход компонента топлива (горючего или окислителя);

ρ – плотность компонента топлива (горючего или окислителя).

Время опорожнения пневмополости [2]:

$$t = \left[\frac{2V}{\mu F \Psi_{\text{н}} (k-1)} \right] \sqrt{\frac{1}{RT}} \left[\left(\frac{P_0}{P_1} \right)^{(1-k)/2k} - 1 \right], \quad (3)$$

где Ψ_n – коэффициент, который для докритических истечений равен:

$$\Psi_n = \sqrt{\left[\frac{2k}{(k-1)} \right] \left[\left(\frac{P_0}{P_1} \right)^{2/k} - \left(\frac{P_0}{P_1} \right)^{(k+1)/k} \right]}; \quad (4)$$

а для сверхкритических истечений:

$$\Psi_n = \sqrt{\left[\frac{2k}{(k+1)} \right] \left[\frac{2}{(k+1)} \right]^{2/(k-1)}}; \quad (5)$$

V – объем пневмополости;
 μF – площадь проходного сечения переключателя;
 R – газовая постоянная;
 T – температура газа;
 P_0 – давление окружающей среды;
 P_1 – давление в пневмополости;
 k – показатель адиабаты.

При определении времени падения давления в газовой полости было сделано допущение, что из-за очень быстрого опорожнения ($t < 0,015c$) процесс происходит адиабатически.

Исходя из условия, что время опорожнения газовой полости пневмопривода должно быть равно времени прохождения поршнем расстояния, эквивалентного величине выступления штока концевого клапана, запишем уравнение:

$$h = v \cdot t, \quad (6)$$

где h – выступание концевого клапана.

Объединив выше указанные уравнения в систему, методом последовательных приближений определили зависимость выступления концевого клапана от скорости движения поршней для различных температур газа. Зависимость приведена на рис. 4.

Исходя из рис. 4 определяем выступание концевого клапана для каждого из режимов работы:

- для максимального расхода $h=3,1$ мм;
- для минимального расхода $h=1,3$ мм.

Рассмотрим влияние выступления концевого клапана для каждого из режимов работы ПНА.

1. Принимаем выступание концевого клапана $h=3,1$ мм. Однако при минимальном режиме работы данное выступание будет снижать КПД ПНА на ~6-8%, что повлечет за собой увеличение запаса рабочего газа (гелия) на борту на те же ~6-8%.

2. Принимаем выступание концевого клапана $h=1,5$ мм. Однако при максимальном режиме работы в момент реверсирования КПД ПНА снижается на ~4%, а также на выходе из насосов будут возникать провалы давления равные давлению на входе в ПНА за вычетом потерь на обратных клапанах, что неблагоприятно скажется на рабочем процессе в камере ЖДУ. Для компенсации провалов возникает необходимость введения в схему ЖДУ демпферов, вследствие чего увеличится масса ЖДУ и снижается надежность системы.

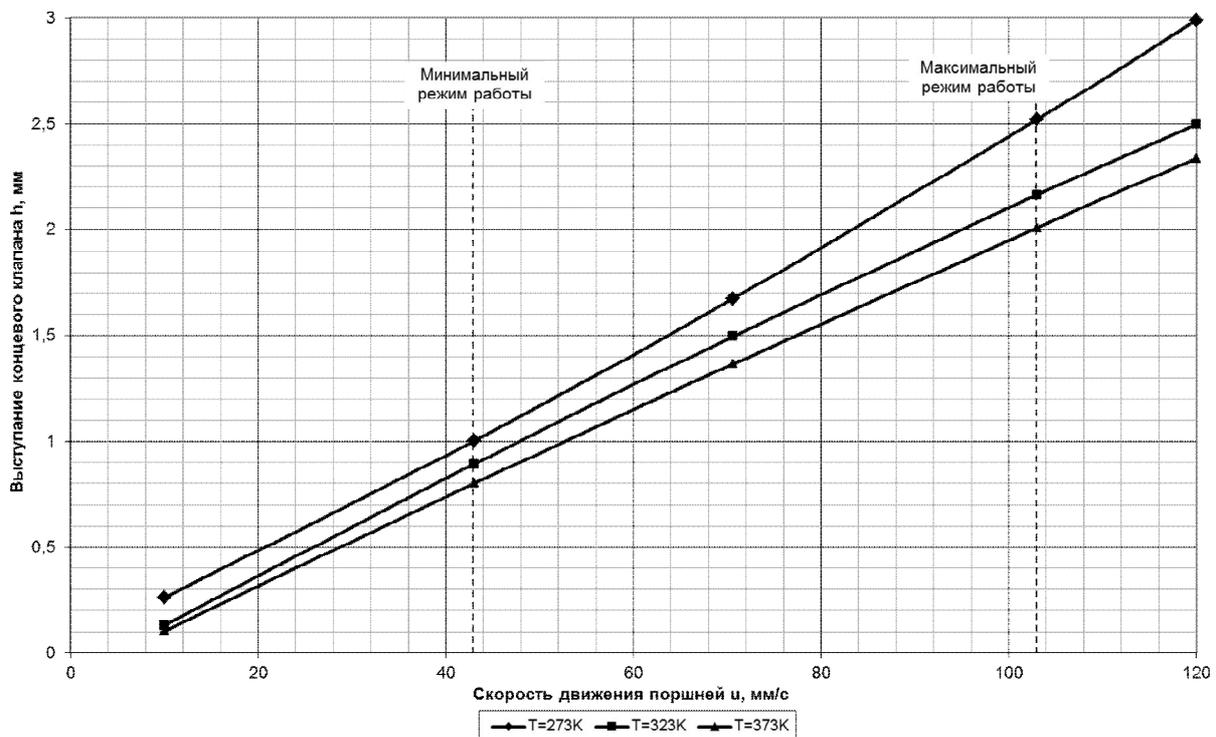


Рис. 4. Зависимость выступления концевого клапана от скорости движения поршней для различных температур газа

Оценка влияния приведена на рис. 5.

Для исключения вышеуказанных недостатков был разработан альтернативный вариант конструкции концевого клапана с изменяемым выступанием. Конструкция приведена на рис. 6. Принцип его работы аналогичен концевому клапану, изображенному на рис. 3, однако для увеличения высоты выступающего подается управляющее давление в полость над поршнем 1 и происходит перемещение стакана 4 и седла 7 с клапаном 6.

Введение такого концевого клапана в конструкцию ПНА не оказывает существенного влияния

на его габаритно-массовые характеристики и позволяет сохранить высокий КПД ПНА $\sim 0,8$. Изменение высоты выступающего не потребует введения дополнительных устройств в схему орбитальной ЖДУ. Управляющую команду можно совместить с управлением гидроклапанами 14 и 15, установленными перед камерой маршевого двигателя.

Таким образом, при питании РДМТ оптимальная величина выступающего штока концевого клапана h будет равна 1,3 мм, а при включении маршевого двигателя перенастраивается на величину 3,1 мм.

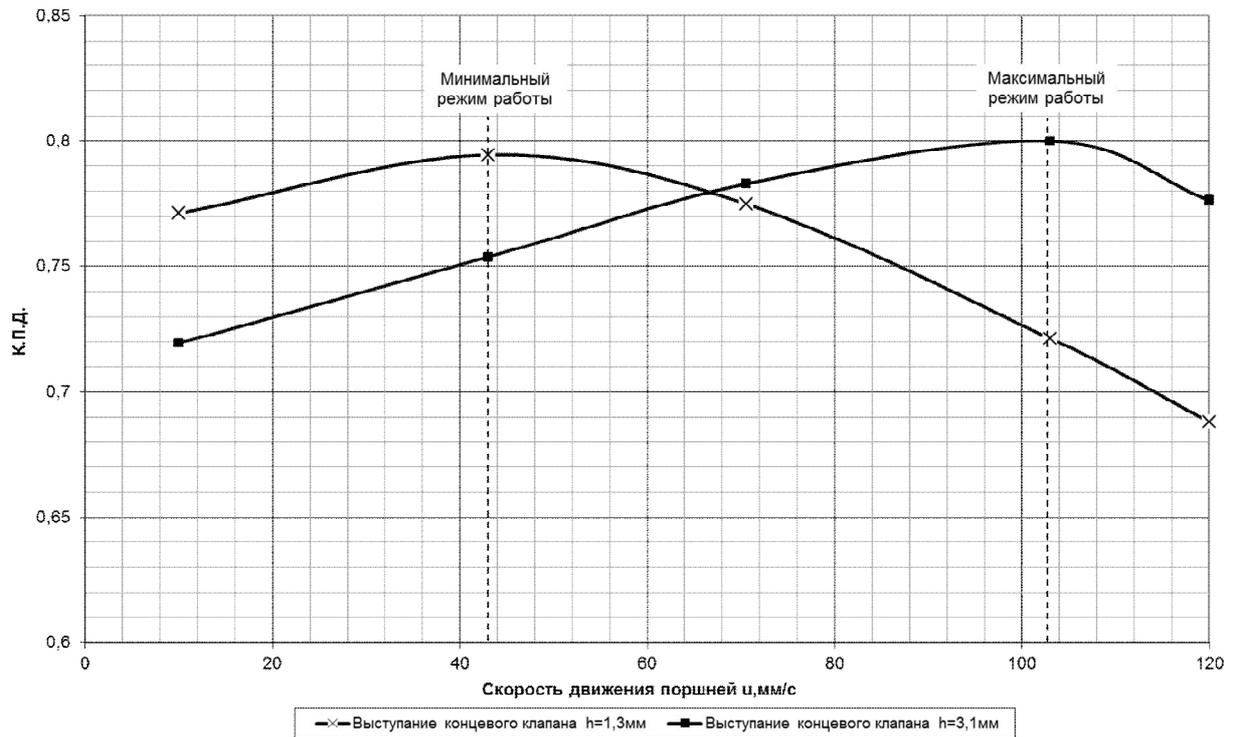


Рис. 5. Зависимость КПД ПНА от скорости движения поршней для различных значений выступающего концевого клапана

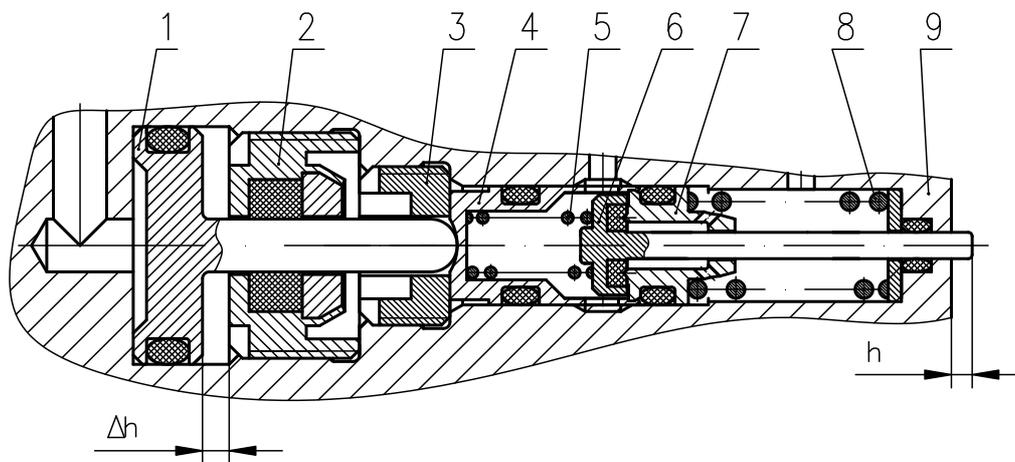


Рис. 6. Альтернативный вариант конструкции концевого клапана: 1 - поршень; 2 - направляющая; 3 - гайка; 4 - стакан; 5, 8 - пружины; 6 - клапан; 7 - седло; 9 - корпус; h - выступание концевого клапана, Δh - изменение выступающего

Выводы

Проведены исследования выходных характеристик пневмонасоса подачи компонентов топлива на различных режимах функционирования орбитальной ЖДУ, которые показали, что для ЖДУ с пневмонасосной системой подачи использование ПНА с постоянным выступанием концевой клапана приводит к ухудшению массовых характеристик ПНА и ЖДУ в целом. Для достижения заданных характеристик был разработан альтернативный вариант конструкции с изменяемой величиной выступления концевой клапана. Это позволило обеспечить различные режимы работы ЖДУ без существенного увеличения массы ПНА и с сохранением КПД ПНА ~0,8.

Литература

1. Двухкомпонентная жидкостная двигательная установка космического аппарата с пневмонасосной системой подачи [Текст] / В. Н. Шнякин, В. А. Шульга, В. И. Конох, А. И. Животов, И. И. Калинин, А. В. Дибривный, И. Ю. Кукса // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 9(76). – С. 159-163.
2. Залманзон, Л. А. Теория элементов пневмоники [Текст] / Л. А. Залманзон. – М.: Наука, 1969. – 508 с.
3. Чванов, В. К. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей [Текст]: научное пособие / Е. Н. Беляев, В. К. Чванов, В. В. Черваков. – М.: Изд-во МАИ, 1999. – 226 с.

Поступила в редакцию 15.05.2014, рассмотрена на редколлегии 12.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, начальник сектора, В. С. Хорошилов, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск.

ВПЛИВ КОНСТРУКТИВНИХ ПАРАМЕТРІВ ПНЕВМОНАСОСУ НА ЙОГО ВИХІДНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ ЗМІНЕННІ РЕЖИМІВ РОБОТИ ОРБІТАЛЬНОЇ РДУ

В. І. Конох, І. І. Калініченко, І. М. Гордієць, А. В. Шпак

Досліджено вихідні характеристики пневмонасосу подачі компонентів палива на різних режимах функціонування орбітальної РДУ, яка працює на компонентах палива АТ і ММГ (НДМГ) та складається з маршового двигуна тягою 40 кгс та рульових двигунів малої тяги. Діапазон змінення сумарних витрат компонентів палива складає 100...240 г/с. Розглянуто вплив конструктивних факторів пневмонасосу на його оптимальні вихідні параметри при змінненні витрат компонентів палива. Отримано залежність ККД від швидкості руху поршнів. Для забезпечення оптимальних параметрів проведено модернізацію конструкції ПНА.

Ключові слова: двигунна установка, пневмонасосна система постачання, пневмонасос.

INFLUENCE OF PNEUMO-PUMP DESIGN PARAMETERS ON ITS OUTPUT CHARACTERISTICS AT CHANGE OF ORBITAL LIQUID PROPULSION SYSTEM OPERATING MODES

V. I. Konokh, I. I. Kalinichenko, I. N. Gordiets, A. V. Shpak

Outer characteristics of pneumo-pump for propellant feeding at different operating modes of orbital liquid propulsion system are analyzed. The propulsion system operates with NTO and UDMH propellants and consists of cruise engine having 40 kgf thrust and low-thrust control engines. Total fuel consumption range is from 100 to 240 g/s. Influence of the pneumo-pump design parameters on its optimum output characteristics at change of fuel consumption is presented. Relation between efficiency coefficient of pneumo-pump and piston velocity is derived. Modernization of pneumo-pump design is performed for providing optimum parameters.

Key words: propulsion system, pneumo-pump feed system, pneumo-pump unit.

Конох Владимир Иванович - канд. техн. наук, начальник отдела агрегатов автоматики ЖРД, ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Калиниченко Игорь Иванович – начальник сектора отдела агрегатов автоматики ЖРД, ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Гордиец Иван Николаевич – начальник группы отдела агрегатов автоматики ЖРД, ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

Шпак Артем Владимирович – инженер-конструктор I категории отдела агрегатов автоматики ЖРД, ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.