

УДК 726:621.454.2.04

В. И. КОНОХ, И. И. КАЛИНИЧЕНКО, И. Н. ГОРДИЕЦ, А. В. ШПАК

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

## РАЗРАБОТКА УПЛОТНИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РЕСУРСНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПНЕВМОНАСОСНОГО АГРЕГАТА

*Рассмотрены варианты уплотнительных элементов пневмонасосного агрегата подачи топлива орбитальной 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 г/с. Определены основные геометрические характеристики пневмонасосного агрегата. Получена зависимость сил трения, возникающих в уплотнительных элементах пневмонасосного агрегата, от диаметров уплотняемых поверхностей. Представлены результаты ресурсных испытаний разработанных манжет.*

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

### 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. Однако недостатком ее является значительный вес, связанный с высоким давлением в баках и большим расходом газа на наддув. В то же время стремление разработчиков получить прибавку в полезной нагрузке инициирует усовершенствование всех систем космических аппаратов.

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. Пневмонасосная система подачи обеспечивает высокую точность 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.

Пневмонасосная подача топлива занимает промежуточное положение между турбонасосной и вытеснительной системами и однозначно превосходит по массовому совершенству вытеснительную.

### 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. Она содержит в своём составе топливные баки окислителя и горючего, пневмоблок, камеру маршевого двигателя, РДМТ, ПНА, газовый редуктор для наддува топливных баков, питания ПНА и управляющей автоматики.

В 2004-2006 гг. ГП"КБ"Южным" была разработана орбитальная двигательная установка ДУ 802 для автономного космического буксира "Кречет". Однако ДУ 802 была однорежимной, следовательно, основной агрегат системы топливоподачи ПНА также работал в одном режиме. Для обеспечения всех режимов работы вновь разрабатываемой орби-

тальной ЖДУ ПНА должен питать ее в широком диапазоне расходов компонентов топлива. В статье "Влияние конструктивных параметров пневмонасоса на его выходные характеристики при изменении режимов работы орбитальной ЖДУ" [2] рассмотрена возможность регулирования режимов работы ЖДУ с пневмонасосной системой подачи. 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.

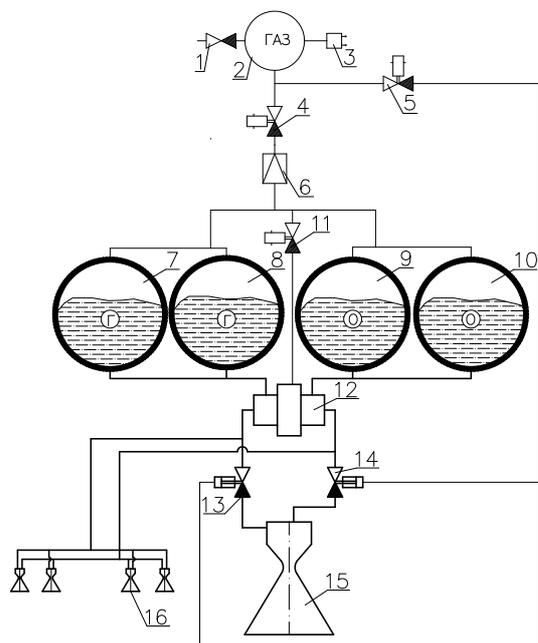


Рис. 1. ЖДУ с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива:

- 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, ДУ 802. 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.

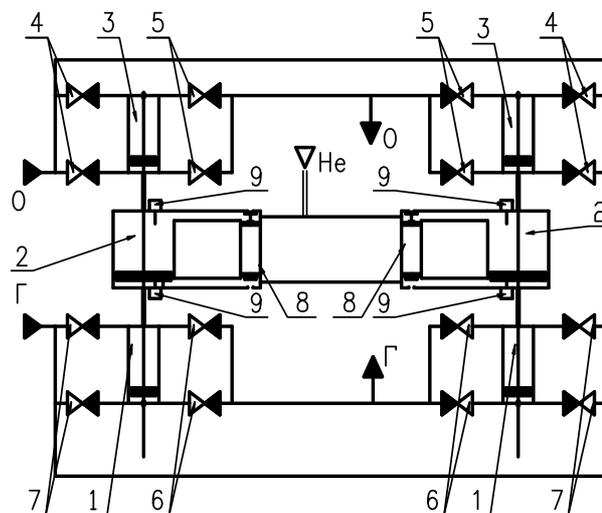


Рис. 2. Пневмонасосный агрегат автономного космического буксира "Кречет", схема пневмогидравлическая: 1 - блок насоса горючего; 2 - блок пневмопривода; 3 - блок насоса окислителя; 4, 5 - обратные клапаны насоса окислителя; 6, 7 - обратные клапаны насоса горючего; 8 - газовый переключатель; 9 - концевой клапан

Таблица 1  
Характеристики ПНА при работе в составе орбитальной ЖДУ

1	Рабочее тело пневмопривода	Гелий
2	Окислитель	АТ
3	Горючее	ММГ (НДМГ)
4	Номинальное абсолютное давление гелия на входе, кгс/см <sup>2</sup>	7
5	Диапазон температур гелия при различных режимах работы, К – при работе только РДМТ – при работе маршевого двигателя	273...323 323...373
6	Номинальное абсолютное давление топлива на входе, кгс/см <sup>2</sup> : – по линии окислителя – по линии горючего	7 7
7	Номинальное абсолютное давление топлива на выходе из ПНА, кгс/см <sup>2</sup> : – по линии окислителя – по линии горючего	17 17
8	Расходы компонентов топлива, кг/с – окислителя – горючего	0,062-0,150 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

Для обеспечения большого ресурса работы ПНА требуются минимальные силы трения в подвижных уплотнительных элементах конструкции и максимальная герметичность как при работе ПНА, так и во время перерывов.

## 3. Изложение основного материала с обоснованием полученных научных результатов

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.

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. На рис. 3–5 приведены конструкции манжетных уплотнений, применяемых в гидравлических и газовых полостях ПНА. Как видно, это одноусые малогабаритные манжеты.

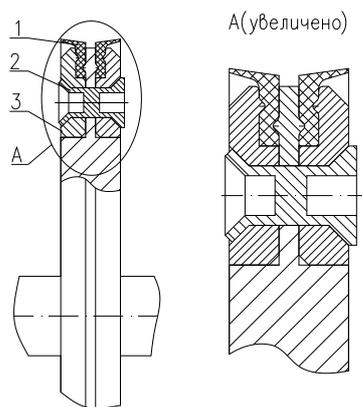


Рис. 3. Уплотнение пневматического поршня: 1 – манжета; 2 – заклепка; 3 – кольцо

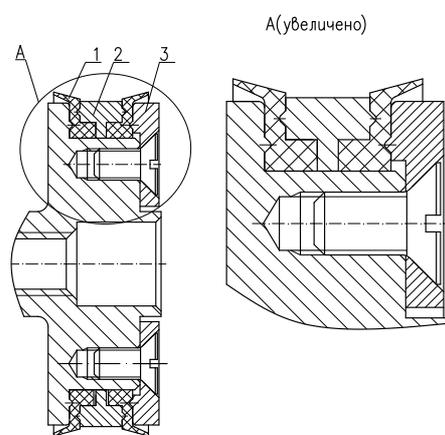


Рис. 4. Уплотнение гидравлического поршня: 1 – манжета; 2 – проставка; 3 – кольцо

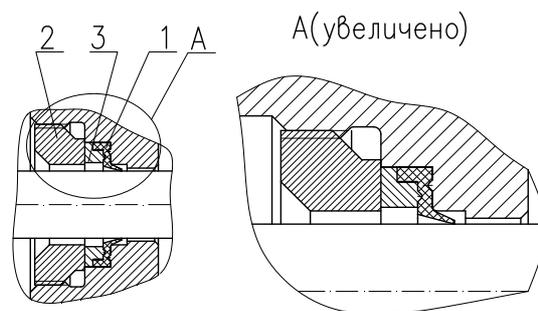


Рис. 5. Уплотнение штока: 1 – манжета; 2 – винт; 3 – кольцо

Для определения размеров поршней насосов составим уравнение баланса сил:

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

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

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

$P_{вх}^r, P_{вх}^o$  – давления на входе в ПНА по линии горючего и окислителя;

$F_{пор}^k$  – площадь гидравлических поршней;

$F_{тр}$  – сила трения;

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

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

Для первоначальных расчетов силу трения манжет рассчитывают по формуле [3]:

$$F_{тр} = \pi \cdot D \cdot l \cdot (P + p_m) \cdot f_{тр}, \quad (2)$$

где  $D$  – диаметр уплотняемой поверхности;

$l$  – ширина рабочей части манжеты;

$P$  – давление в полости;

$p_m$  – контактное давление, возникающее от деформации усов манжеты при ее монтаже;

$f_{тр}$  – коэффициент трения.

Расход, обеспечивающийся гидравлическим поршнем, рассчитывается по формуле:

$$Q_{Г,О} = F_{пор}^k \cdot \frac{dx}{dt}, \quad (3)$$

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

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

1	Площадь гидравлических поршней, см <sup>2</sup>	7,26
2	Площадь пневматического поршня, см <sup>2</sup>	22,97
3	Ход блока поршней, мм	30
4	Частота срабатывания, Гц	1-2,35

Для исследования характеристик уплотнительных элементов были изготовлены различные варианты конструкций манжет, изображенных на рис. 3-5. На рис. 6 приведена зависимость силы трения при атмосферном давлении от диаметра уплотняемой поверхности.

Для экспериментального определения ресурсных характеристик манжет было изготовлено приспособление, в котором условия работы манжет были такими же, как в ПНА. Однако рабочим телом гидравлического поршня была вода, а газовый поршень работал на воздухе вместо гелия. Манжеты и соприкасающиеся с ними поверхности перед ресурсными испытаниями были смазаны тонким слоем смазки ЦИАТИМ 221.

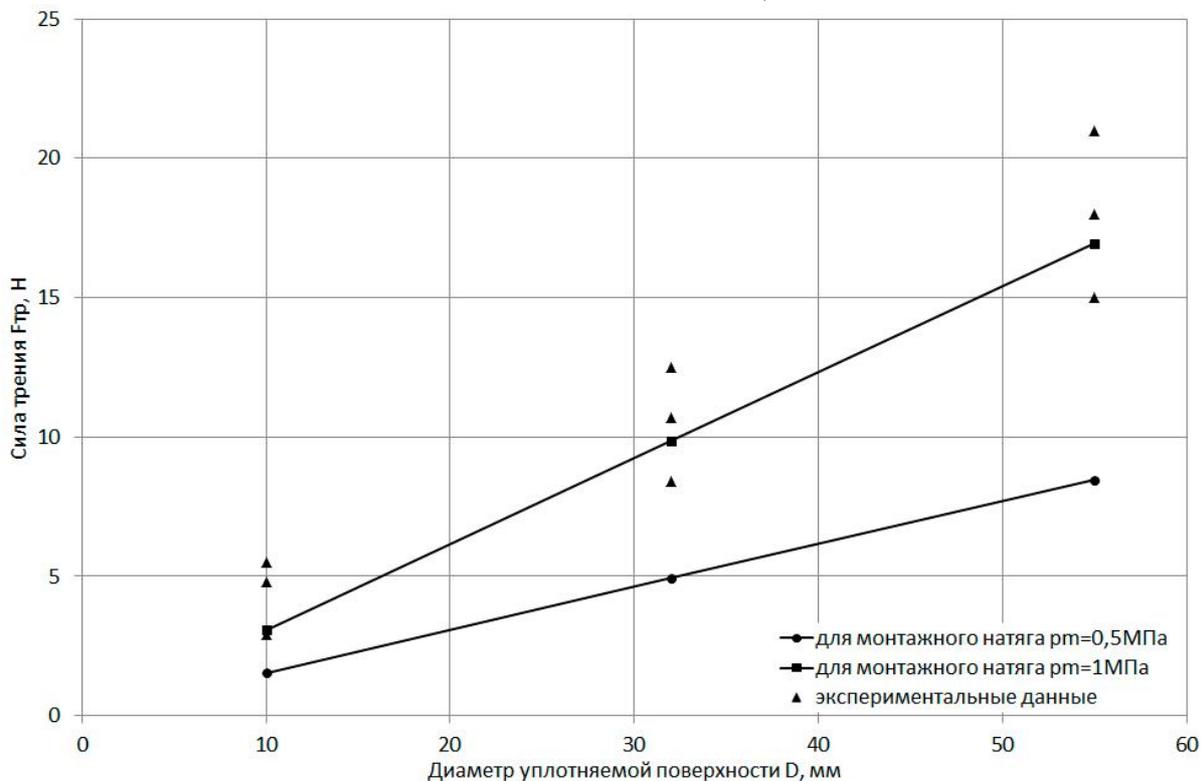


Рис. 6. Зависимость силы трения при атмосферном давлении от диаметра уплотняемой поверхности, при различных монтажных натягах

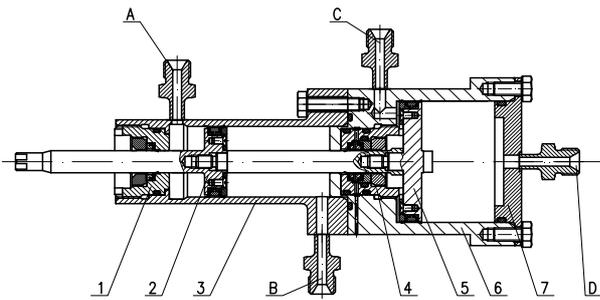


Рис. 7. Приспособление для ресурсных испытаний:  
1, 4 – втулка, 2 – гидравлический поршень,  
3, 6 – корпус, 5 – газовый поршень, 7 – крышка,  
А, В, С, D – полость

На рис. 8-10 представлен внешний вид манжет после 13000 циклов работы (26000 срабатываний) и пробега около 800м.



Рис. 8. Манжета пневматического поршня



Рис. 9. Манжета гидравлического поршня

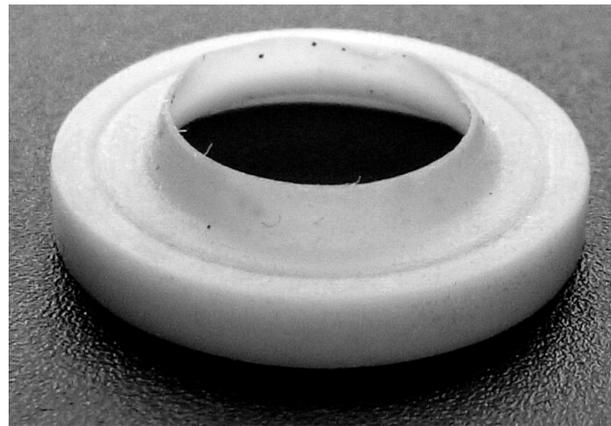


Рис. 10. Манжета уплотнителя штока

## Выводы

В результате проведенных исследований получена зависимость сил трения, возникающих в уплотнительных элементах ПНА от диаметра уплотнительных поверхностей. Выбрана геометрия манжет, которая позволяет обеспечить высокую герметичность с суммарным временем работы 11000 с при 13000 циклов нагружений и длиной пробега около 800 м.

## 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. Влияние конструктивных параметров пневмонасоса на его выходные характеристики при изменении режимов работы орбитальной ЖДУ [Текст] / В. И. Конох, И. И. Калиниченко, И. Н. Гордиец [и др.] // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 7 (114). – С. 53-58.
3. Элементы гидропривода: справочник [Текст] / Е.И. Абрамов [и др.]. – К. : Техніка, 1977. – 320 с.
4. Макаров, Г. В. Уплотнительные устройства [Текст] / Г. В. Макаров. – Л. : Машиностроение, 1973. – 232 с.

Поступила в редакцию 6.06.2015, рассмотрена на редколлегии 17.06.2015

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

**РОЗРОБКА ЕЛЕМЕНТІВ УЩІЛЬНЕННЯ ДЛЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РЕСУРСНИХ  
ХАРАКТЕРИСТИК ПНЕВМОНАСОСНОГО АГРЕГАТУ*****В. І. Конох, І. І. Калініченко, І. М. Гордієць, А. В. Шпак***

Розглянуто варіанти елементів ущільнення пневмонасосного агрегату подачі палива орбітальної ДУ, 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. Визначено основні характеристики пневмонасосного агрегату. Отримано залежність сил тертя, виникаюча в ущільнюючих елементах пневмонасосного агрегату, від діаметрів ущільнюючих поверхонь. Подано результати ресурсних випробувань розроблених манжет.

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

**DEVELOPMENT OF SEALING ELEMENTS FOR ENSURING OF PNEUMO-PUMP UNIT  
SERVICE LIFE CHARACTERISTICS*****V. I. Konokh, I. I. Kalinichenko, I. N. Gordiets, A. V. Shpak***

Sealing elements variants of pneumo-pump unit for propellant feeding of orbital liquid propulsion system were 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. Main geometric characteristics of pneumo-pump unit were defined. Relation between friction forces, appearing at the sealing elements of pneumo-pump unit, and diameters of sealing surfaces is derived. The results of developed collars service life test were presented.

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

**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.