

УДК 621.452.2.043+621.822

**В.Н. ШНЯКИН, В.А. ШУЛЬГА, В.И. КОНОХ, А.И. ЖИВОТОВ,  
И.И. КАЛИНИЧЕНКО, А.В. ДИБРИВНЫЙ, И.Ю. КУКСА***ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина***ДВУХКОМПОНЕНТНАЯ ЖИДКОСТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА  
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПНЕВМОНАСОСНОЙ СИСТЕМОЙ ПОДАЧИ**

*Представлены результаты оптимизации параметров и исследования характеристик пневмонасосной системы подачи компонентов топлива для жидкостной ракетной двигательной установки тягой 40 кгс, работающей на компонентах топлива АТ и НДМГ, с запасом компонентов топлива 3000 кг и временем существования на орбите до 7 лет. Предложена схема пневмонасосного агрегата и конструкция его основных элементов. Произведён расчёт характеристик пневмонасосного агрегата. Приведена расчётная дроссельная характеристика ЖРД. Проведена оценка изменения массовых характеристик жидкостной ракетной двигательной установки при замене в ней вытеснительной системы подачи компонентов топлива на пневмонасосную.*

**Ключевые слова:** микроЖРД, система подачи ЖРД, пневмонасосная система подачи ЖРД.

**Введение**

В жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) верхних ступеней ракет-носителей 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 космических аппаратов получить прибавку в полезной нагрузке инициирует появление новых, более эффективных агрегатов и систем. 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 позволяет улучшить массовые характеристики ЖДУ. 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 благоприятно сказывается на гарантированных запасах топлива. Также дополнительный выигрыш в массе даёт повышение давления в камере сгорания и, соответственно, уменьшение её размеров.

**1. Обзор публикаций  
и выделение нерешённых задач**

В настоящее время в ГП «КБ» «Южное» ведутся работы по созданию двигательной установки для космического аппарата тягой 40 кгс. Эта ЖДУ имеет запас топлива 3000 кг, должна быть работоспособной на орбите в течение 7 лет и обеспечивать большое число включений (более 100). Давление компонентов топлива на входе в камеру сгорания 17,65 кгс/см<sup>2</sup>, а суммарное время работы около 23620 с. Принимая во внимание малую размерность ЖРД и большой запас компонентов топлива, для него целесообразно применить пневмонасосную систему подачи. Типичная схема ЖДУ с пневмонасосной системой подачи приведена на рис. 1. Эта ЖДУ содержит в своём составе топливные баки окислителя и горючего, пневмоблок, камеру сгорания, ПНА, газовый редуктор для наддува топливных баков, газовый редуктор для питания ПНА и управляющую автоматику. Что касается самого ПНА, то в качестве прототипа первоначально планировалось использовать надёжный и хорошо отработанный ПНА автономного космического буксира «Кречет». Его пневмогидравлическая схема приведена на рис. 2. Однако требования по ресурсу, времени существования и герметичности уплотнений насосов окислителя и горючего потребовали разработку новой конструкции. Кроме того, ставилась также задача снизить массу системы топливоподачи и величину пульсаций выходных давлений компонентов топлива, которые возникают в момент реверсирования блоков поршней ПНА [1].

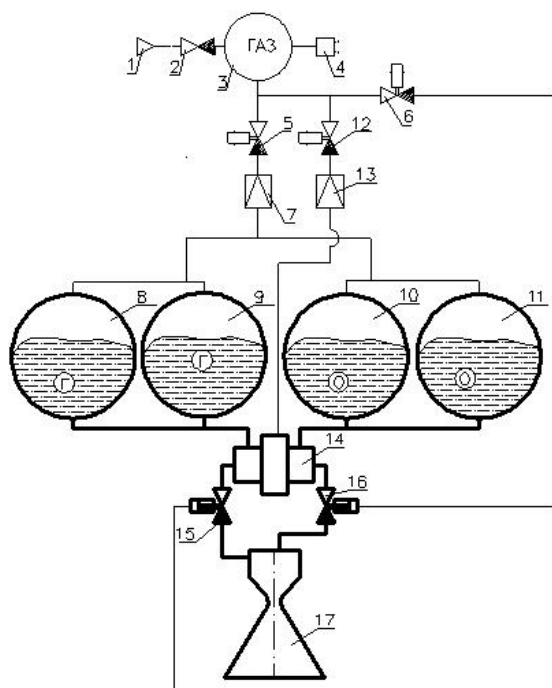


Рис. 1. ЖДУ с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива:

- 1 – заправочный штуцер; 2 – клапан заправки; 3 – баллон с гелием; 4 – сигнализатор давления; 5, 6, 12 – электропневмоклапан; 7, 13 – газовый редуктор; 8, 9 – бак горючего; 10, 11 – бак окислителя; 14 – пневмонасосный агрегат; 15, 16 – пневмогидроклапан; 17 – камера сгорания

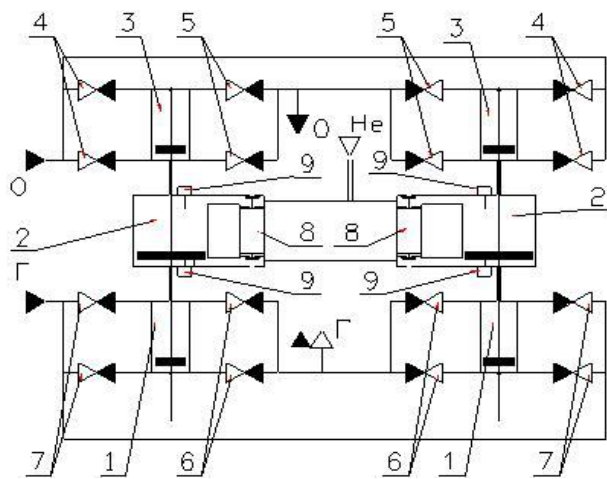


Рис. 2. Пневмонасосный агрегат автономного космического буксира “Кречет”, схема пневмогидравлическая:

- 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 управляющий клапан

## 2. Постановка задачи исследования

Задачами выполненного исследования являются выбор конструкции, оптимизация конструктив-

ных параметров ПНА и исследование его возможностей при функционировании в составе ЖДУ.

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

По своей природе, ПНА является весьма гибким с точки зрения выбора рабочего давления газа для питания пневмопривода, поэтому первым делом целесообразно исключить из схемы ЖДУ (рис. 1.) один из газовых редукторов 13, а для питания ПНА и наддува топливных баков использовать второй. Это позволит, с одной стороны, уменьшить вес системы топливоподачи, а с другой стороны, использовать газовую подушку в топливных баках в качестве газового ресивера при работе ПНА, что благоприятно скажется на уровне пульсаций выходных давлений компонентов топлива. Пневмогидравлическая схема ПНА для разрабатываемого ЖДУ приведена на рис. 3. Как и его прототип, он состоит из двух поочередно срабатываемых поршневых блоков, каждый из которых содержит пневмопривод 3 и насосы окислителя 1 и горючего 2. Работой этих блоков управляет пневмораспределитель 7, который в свою очередь управляется двумя концевыми клапанами 4. Пневмораспределитель 7, по принципу работы аналогичен приведенному в [2], обеспечивает подачу газа в пневмоцилиндр одного из поршневых блоков и дренажирование газа из пневмоцилиндра другого. Работает ПНА следующим образом: каждый из поршневых блоков, вытесняя компоненты топлива из насосов под действием давления газа на поршень пневмопривода, доходит до концевого клапана и нажимает его. Концевой клапан подаёт пневматическую команду, пневмораспределитель переключается и соседний блок вступает в работу, продолжая питать камеру сгорания компонентами топлива. В то же время в отработавшем поршневом блоке полость пневмоцилиндра дренажируется, насосы окислителя и горючего заправляются под действием баковых давлений, переводя блок в исходное состояние и цикл замыкается. Однонаправленное течение компонентов обеспечивается системой обратных клапанов 5 и 6. Заявленная точность поддержания соотношения компонентов топлива обеспечивается благодаря применению объёмных насосов окислителя и горючего кинематически связанные подвижными частями.

Следует отметить, что принципиальным отличием от прототипа является наличие только одного пневмораспределителя, управляющего работой сразу двух насосных блоков. Это стало возможным благодаря использованию для заправки насосов давления в топливных баках. Для обеспечения герметичности в

течении длительного времени работы (7 лет) корпуса насосов окислителя и горючего имеют сварную конструкцию и не содержат элементов уплотнения. При этом, поршневая полость каждого насоса герметизируются с помощью тарельчатого сиффона, приваренного одной стороной к поршню насоса, а другой к корпусу. Для уменьшения перепада давления, действующего на каждый сиффон, в его внутреннюю полость, расположенную со стороны пневмоцилиндра, подведено давление от газовых подушек баков окислителя и горючего соответственно.

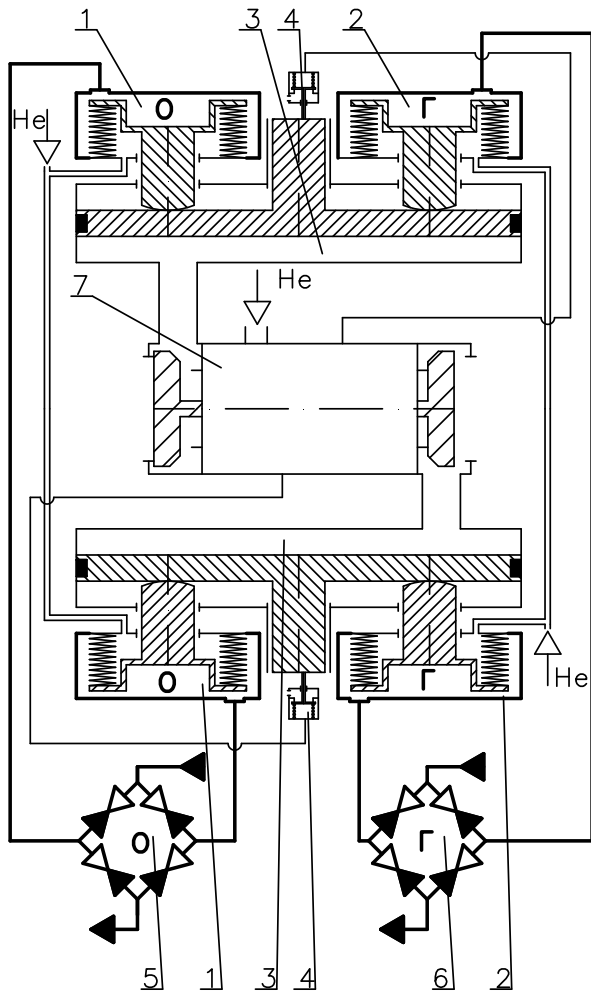


Рис. 3. Пневмонасосный агрегат, схема пневмогидравлическая:

- 1 – блок насоса окислителя; 2 – блок насоса горючего;
- 3 – блок пневмопривода; 4 – концевой управляющий клапан;
- 5 – блок обратных клапанов насоса окислителя; 6 – блок обратных клапанов насоса горючего;
- 7 – пневмораспределитель

При заправке насосов компонентами топлива из баков, сиффоны не нагружены перепадом давления, а при вытеснении - каждый из сиффонов нагружен перепадом давления, равным по величине напору насоса. Для обеспечения потребного ресурса сиффонов давление настройки газового редуктора выбрано равным  $8 \text{ кгс/см}^2$ , т.е. приблизительно в два

раза ниже, чем давления компонентов топлива на выходе из насосов.

Уравнение баланса сил для пневмонасосного блока при заправке насосов:

$$S_{\text{эфГ}} \cdot (P_{\text{ред}} - \Delta P_{\text{вхГ}}) + S_{\text{эфО}} \cdot (P_{\text{ред}} - \Delta P_{\text{вхО}}) - F_{\text{тр}} - P_{\text{ред}} \cdot (S_{\text{эфГ}} + S_{\text{эфО}}) + 2 \cdot S_{\text{ш}} \cdot (P_{\text{ред}} - P_{\text{h}}) = 0, \quad (1)$$

где  $S_{\text{эфГ}}$  - эффективная площадь сиффона насоса горючего;  $P_{\text{ред}}$  - давление настройки газового редуктора;  $\Delta P_{\text{вхГ}}$  - перепад давлений по линии горючего от бака до внутренней полости насоса;  $S_{\text{эфО}}$  - эффективная площадь сиффона насоса окислителя;  $\Delta P_{\text{вхО}}$  - перепад давлений по линии окислителя от бака до внутренней полости насоса;  $F_{\text{тр}}$  - сила трения;  $S_{\text{ш}}$  - площадь штока-толкателя;  $P_{\text{h}}$  - давление окружающей среды.

Уравнение баланса сил для пневмонасосного блока при вытеснении компонентов из насосов:

$$(S_{\text{п}} - 2 \cdot S_{\text{ш}}) \cdot (P_{\text{ред}} - P_{\text{h}}) + P_{\text{ред}} \cdot (S_{\text{эфГ}} + S_{\text{эфО}}) - F_{\text{тр}} - S_{\text{эфГ}} \cdot (P_{\text{выхГ}} + \Delta P_{\text{выхГ}}) - S_{\text{эфО}} \cdot (P_{\text{выхО}} + \Delta P_{\text{выхО}}) = 0, \quad (2)$$

где  $S_{\text{п}}$  - площадь поршня пневмопривода;  $P_{\text{выхГ}}$  - давление на выходе из насоса горючего;  $\Delta P_{\text{выхГ}}$  - внутренние выходные потери насоса горючего;  $P_{\text{выхО}}$  - давление на выходе из насоса окислителя;  $\Delta P_{\text{выхО}}$  - внутренние выходные потери насоса окислителя.

Заправка насосов компонентами топлива из баков осуществляется благодаря наличию штоков-толкателей и действующая на них сила при этом, согласно формуле (1), равна

$$2 \cdot S_{\text{ш}} \cdot (P_{\text{ред}} - P_{\text{h}}) - \Delta P_{\text{вхО}} \cdot S_{\text{эфО}} - \Delta P_{\text{вхГ}} \cdot S_{\text{эфГ}}. \quad (3)$$

Величина этой силы будет определяться как входными гидравлическими потерями самого ПНА, так и гидравлическими потерями от топливных баков к ПНА.

При вытеснении компонентов топлива из насосов редуцированный газ, подведенный во внутренние полости сиффонов, позволяет ПНА использовать входные давления компонентов топлива в качестве прибавки к напорам, за исключением потерь, которые, согласно формуле (2), определяются силой, равной

$$2 \cdot S_{\text{ш}} \cdot (P_{\text{ред}} - P_{\text{h}}). \quad (4)$$

Таким образом, в случае использования ПНА в системах с небольшой степенью повышения давления  $R_{\text{вых}}/P_{\text{вх}} < 3$ , необходимо обеспечить минимальные входные гидравлические потери.

Основные характеристики разрабатываемого ПНА приведены в табл. 1. Расчётный рабочий процесс ПНА приведен на рис. 4. Как видно из рис. 4, величина провалов выходных давлений окислителя и горючего в момент реверсирования поршней составляет порядка 3,5%, а их длительность не превышает 8 мс. Величина провалов расходов составляет порядка 1,75%, а их длительность также не превышает 8 мс. Таким образом, ожидаемые провалы давления в камере сгорания двигателя не должны превышать 2%.

Таблица 1

Характеристики ПНА в составе ЖДУ

1	Рабочее тело пневмопривода	Гелий
2	Окислитель	АТ
3	Горючее	НДМГ
4	Номинальное абсолютное давление гелия на входе, кгс/см <sup>2</sup>	8
5	Номинальное абсолютное давление на входе, кгс/см <sup>2</sup> : – по линии окислителя – по линии горючего	7,1 7,3
6	Номинальное абсолютное давление на выходе из ПНА, кгс/см <sup>2</sup> : – по линии окислителя – по линии горючего	17,65 17,65
7	Расходы компонентов топлива, кг/с – окислителя – горючего	0,079 0,048
8	Соотношение объёмных расходов компонентов топлива	0,9
9	Частота работы насосов, Гц	6,7
10	Расход Гелия, г/с (300°K)	0,29

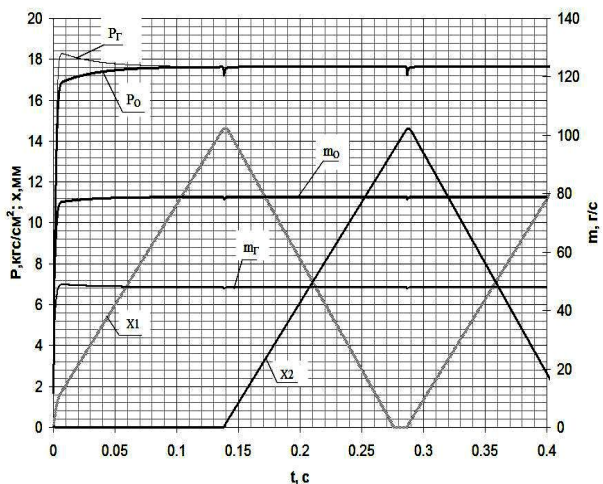


Рис. 4. Рабочий процесс ПНА:

$P_G, P_O$  – давления на выходе насосов горючего и окислителя;  $m_G, m_O$  – расходы горючего и окислителя;  $X1, X2$  – ход пневмопоршней

На рис. 5 приведена расчётная дроссельная характеристика микроЖРД с ПНА. Зависимость тяги двигательной установки  $P_{ДУ}$  от давления настройки

газового редуктора  $P_{РЕД}$  описывается уравнением:

$$P_{ДУ}(P_{РЕД}) = 2,7026 \cdot P_{РЕД} + 17,154. \quad (5)$$

В реальных условиях регулирование такой ЖДУ по тяге в широком диапазоне весьма затруднительно, т.к. изменение тяги влечёт за собой изменение давления наддува в топливных баках. Однако, имеется возможность ступенчатого дросселирования двигателя, приблизительно на 50% по тяге, путём выключения подачи рабочего газа на пневмопривод ПНА и питания камеры двигателя только за счёт давления в топливных баках, т.е. в режиме вытеснительной системы подачи.

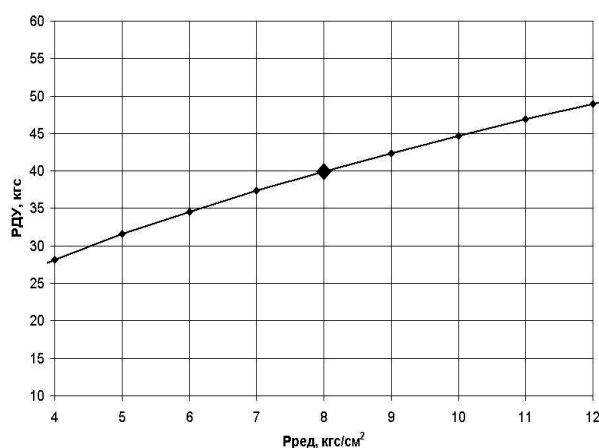


Рис. 5. Дроссельная характеристика ЖДУ с ПНА.

## Выводы

1. Выполненные расчёты показывают, что для рассматриваемого микроЖРД, при запасе компонентов топлива 3000 кг, замена вытеснительной системы подачи на пневмонасосную и использование подогрева рабочего газа для пневмопривода на 100°С дает выигрыш в массе топливных баков около 100 кг, и ещё приблизительно такой же выигрыш в массе можно получить за счёт сокращения гарантированных остатков компонентов топлива, что в конечном счёте позволяет разместить на 200 кг больше полезного груза.

2. Проведенные расчёты показали, что вид рабочего газа пневмопривода ПНА не оказывает существенного влияния на его рабочий процесс. Это связано с гораздо большим запасом времени, по сравнению с прототипом, на дренажирование полости пневмоцилиндра в момент реверсирования насосов ПНА.

3. Подогрев рабочего газа для питания ПНА повышает эффективность пневмонасосной системы подачи, но ограничен по температуре на (100-150)°С стойкостью применяемых уплотнительных элементов в пневмоприводе.

## Литература

1. Перспективы дросселирования жидкостного ракетного двигателя тягой 450 кгс с пневмонасосным агрегатом / В.Н. Шнякин, В.И. Конох, И.И. Калиниченко, И.Ю. Кукса // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 10 (57). – С. 45-50.

2. А. с. SU 1765510 A1 F04 B9/12 “Пневмонасос” / Предприятие Конструкторское бюро “Южное” / Заявл. 26.09.90; О. 30.09.92, Бюл. № 36.

3. Беляев Е.Н. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей: научное пособие / Е.Н. Беляев, В.К. Чванов, В.В. Черваков. - М.: Изд-во МАИ, 1999. – 226 с.

Поступила в редакцию 18.05.2010

**Рецензент:** д-р техн. наук В.А. Габринец, Национальная академия государственного управления при президенте Украины. Днепропетровск.

### ДВОКОМПОНЕНТНА РДУ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ С ПНЕВМОНАСОСНОЮ СИСТЕМОЮ ЖИВЛЕННЯ

*В.М. Шнякін, В.А. Шульга, В.І. Конох, І.І. Калиниченко,  
О.І. Животов, О.В. Дібрівний, І.Ю. Кукса*

Наведені результати оптимізації параметрів та дослідження характеристик пневмонасосної системи постачання компонентів палива для рідинної ракетної двигунної установки тягою 40 кгс, що працює на компонентах палива АТ і НДМГ, має запас компонентів палива 3000 кг та час існування на орбіті до 7 років. Запропонована схема пневмонасосного агрегату і конструкція його основних елементів. Проведені розрахунки характеристик пневмонасосного агрегату. Приведена розрахункова дросельна характеристика РРД. Виконано оцінку зміни масових характеристик рідинної ракетної двигунної установки при заміні витисної системи постачання компонентів палива на пневмонасосну.

**Ключові слова:** мікроРРД, система постачання РРД, пневмонасосна система постачання РРД.

### BIPROPELLENT LIQUID PROPULSION SYSTEM OF SPACECRAFT WITH PNEUMO-PUMP SUPPLY SYSTEM

*V.N. Shnykin, V.A. Shulga, V.I. Konokh, I.I. Kalinichenko, A.I. Givotov, A.V. Dibrivnyy, I.Yu. Kuksa*

Parameters optimization and characteristic investigation results of pneumatic pump supply system for the liquid rocket propulsion system are represented. This system has 40 kgf thrust and operates with NTO and UDMH fuel. It also has 3000 kg reserve of fuel and lifetime on the space orbit about 7 years. The scheme of the pneumo-pump and design of its main units are proposed. Account of the pneumo-pumps parameters is executed. Estimated thrust curve of LRE is introduced. Mass changing of liquid rocket propulsion system during the replacement of its displace fuel supply system by pneumatic pump supply system is estimated.

**Key words:** microLRE, supply system of LRE, pneumo-pump supply system of LRE.

**Шнякин Владимир Николаевич** - канд. техн. наук, заместитель Генерального конструктора ГП “КБ “Южное”, Главный конструктор КБ ракетных двигателей, Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

**Шульга Владимир Андреевич** - канд. техн. наук, начальник отдела общей сборки ГП “КБ “Южное”, Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

**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.

**Животов Александр Иванович** – начальник сектора отдела общей сборки ГП “КБ “Южное”, Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

**Дибрівний Александр Валерієвич** – начальник группы отдела общей сборки ГП “КБ “Южное”, Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

**Кукса Игорь Юрьевич** – ведущий инженер-конструктор отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП “КБ “Южное”, Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.