

УДК 621.452.2.043+621.822

В.А. ШУЛЬГА, В.И. КОНОХ, А.И. ЖИВОТОВ, А.В. ДИБРИВНЫЙ

ГП "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля", Днепропетровск, Украина

## СОЗДАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ЖРД НА БАЗЕ ПНЕВМОНАСОСНОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ТОПЛИВА

В настоящее время в жидкостных двигательных установках ракет-носителей и космических аппаратов применяются две классические системы подачи топлива – вытеснительная и турбонасосная. В то же время в ГП «КБ «Южное» разработана и доведена до стадии летных испытаний новая система подачи топлива – пневмонасосная. Пневмонасосная система подачи компонентов топлива по сравнению с турбонасосной является более простой и надежной, а по сравнению с вытеснительной подачей топлива пневмонасосная позволяет обеспечить более высокое давление в камере при низких давлениях на входе в двигатель и обеспечивает высокую точность поддержания тяги и соотношения компонентов топлива. Количество запусков ЖРД с пневмонасосным агрегатом (ПНА) не ограничено. В статье представлен обзор работ, ведущихся в ГП «КБ «Южное», по созданию современных космических ЖРД с пневмонасосной системой подачи топлива.

**Ключевые слова:** пневмонасосная подача топлива, однокомпонентный питатель, ДУ802, взлетно-посадочный модуль, двигатель РД860L

### Введение

Основными системами подачи топлива в ЖРД на сегодняшний день являются вытеснительная и турбонасосная. Недостатки обеих систем общеизвестны: для вытеснительной – 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 ТНА с газогенератором (ТНА является элементом определяющим надежность и ресурс работы ЖРД).

В то же время в ГП «КБ «Южное» разработана и доведена до стадии летных испытаний новая для ЖРД система подачи топлива – пневмонасосная.

Пневмонасосная подача топлива занимает промежуточное положение между турбонасосной и вытеснительной и однозначно превосходит по массовому совершенству вытеснительную. Применение турбонасосной системы подачи топлива наиболее рационально при больших импульсах тяги (более 500 тс с).

### 1. Однокомпонентный жидкостный аккумулятор давления

В наших разработках [1] прототип пневмонасоса – однокомпонентный жидкостный аккумулятор давления поршневого типа (питатель) был впервые применен в двигателе РД866.

В двигателе РД866 однокомпонентные питатели осуществляли автоматическое включение турбонасосных агрегатов окислителя и горючего, для чего имели встроенные переключатели подачи и сброса управляющего давления компонентов топлива в перекрывные 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.

Конструктивные схемы питателей Ок и Г двигателя РД866 представлены на рис. 1, а основные характеристики – в табл. 1 и 2.

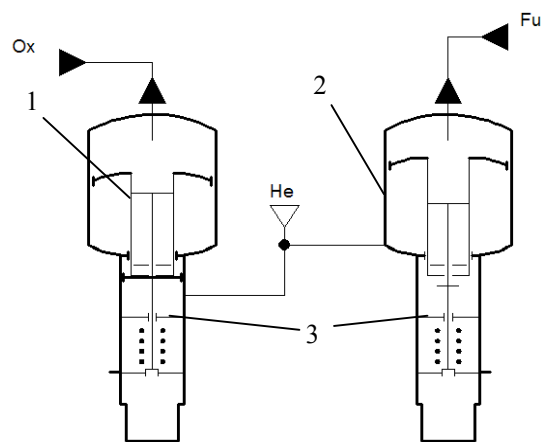


Рис. 1. Питатели Ок и Г двигателя РД866  
1 – питатель Ок; 2 – питатель Г; 3 – переключатели

Таблица 1  
Основные характеристики питателя Ок

Расход Ок, отбираемого из питателя, кг/с	0,016... 1,656
Давление гелия в пневмополости, МПа	23...30
Давление в жидкостной полости, МПа	7,6...9,8
Количество циклов заправок (сливов)	130
Продолжительность работы, с	1300
Объем рабочей полости, дм <sup>3</sup>	1,98

Таблица 2  
Основные характеристики питателя Г

Расход Г, отбираемого из питателя, кг/с	0,017... 1,6
Давление гелия в пневмополости, МПа	23...30
Давление в жидкостной полости, МПа	21,3... 16,3
Количество циклов заправок (сливов)	150
Объем рабочей полости, дм <sup>3</sup>	2,68

Разработка двигателя РД866 была начата в 1979 году. В 1983 году была закончена наземная экспериментальная отработка. Двигатель успешно прошел летные испытания и серийно изготавливался на ГП ПО ЮМЗ (Украина), эксплуатировался в составе МБР типа SS-24 шахтного и мобильного базирования [2].

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

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

Однокомпонентный ПНА БИМ (его характеристики приведены в табл. 3) предназначен для питания системы бортовых приводов маслом высокого давления. ПНА приводится в действие редуцированным газом от бортового пневмоблока ракеты. ПНА включает в себя объемный насос, систему клапанов, демпфер, пневматический привод.

Агрегат обеспечивает высокие давления в масляном контуре приводов при невысоких давлениях редуцированного газа, имеет небольшие габариты и вес.

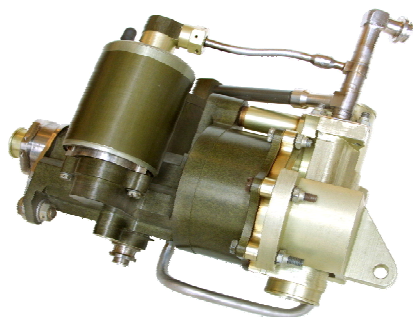


Рис. 2. Однокомпонентный ПНА

Таблица 3  
Основные характеристики ПНА БИМ

Расход масла, дм <sup>3</sup> /мин	12
Давление масла на выходе ПНА, МПа	17...21
Давление газа (воздуха, диоксида углерода и др.), МПа	2,2
Масса, кг	3,6

ПНА прошел полный цикл наземной экспериментальной отработки и одно летное испытание без замечаний.

## 2. Жидкостная двигательная установка ДУ802 с пневмонасосной системой подачи топлива

В 2004 году для АКБ «Кречет» конверсионного носителя «Днепр» ГП «КБ «Южное» разработало двигательную установку ДУ802 [3], [4].

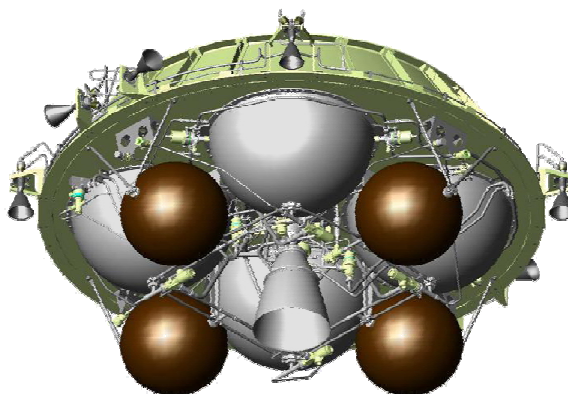


Рис. 3. Двигательная установка ДУ802

Основные характеристики двигательной установки ДУ802 приведены в табл. 4.

Таблица 4  
Основные характеристики двигательной установки ДУ802

Параметры (характеристики)	Размерность
Тяга, кН	4,364
Удельный импульс тяги, с	322,5
Давление в камере, МПа	3,58
Соотношение компонентов	2,25
Время работы, с	350
Количество включений	10

На рис. 4 представлена упрощенная принципиальная схема ДУ802.

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

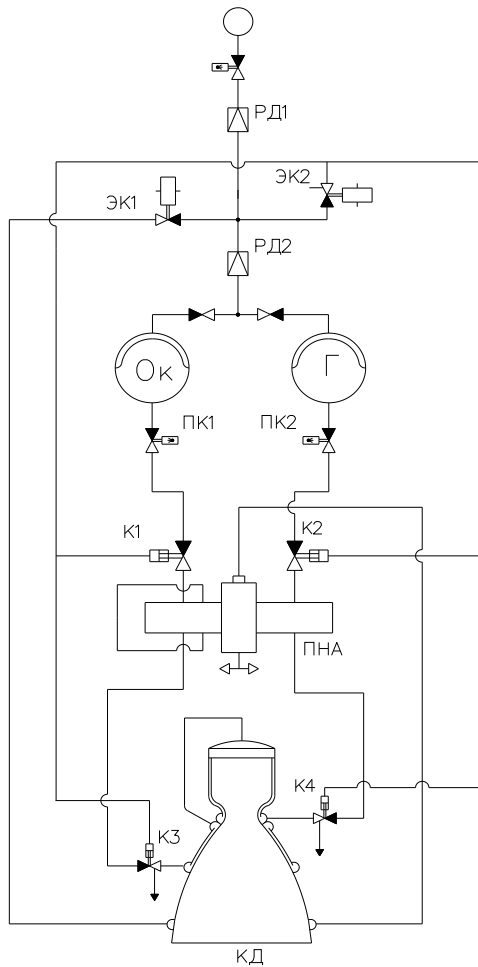


Рис. 4. Упрощенная принципиальная схема ДУ802  
К1- К4 – клапаны; ПК1, ПК2 – пироклапаны; ПНА – пневмонасосный агрегат; РД1, РД2 – редукторы; ЭК1, ЭК2 – электропневмоклапаны

Гелий на привод ПНА подается через электропневмоклапан ЭК1 после редуктора РД1. Редуктор обеспечивает настройку по тяге на требуемый режим. Клапаны К1 – К4 обеспечивают совместно с электропневмоклапанами ЭК1 и ЭК2 запуск и останов двигателя.

По сути ПНА – это связка двух поршневых насосов с пневматическим командным блоком и системой всасывания и нагнетания. Принцип его действия следующий.

Сжатый гелий после регулятора давления подводится к командному блоку и далее поочередно в соответствующие полости газовых поршней. Газовые поршни жестко связаны с поршнями окислителя и горючего. При перемещении жидкостные поршни создают напор в выходной сети. Поочередное подключение поршней осуществляется с помощью специальных концевиков. 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 точ-

ность поддержания соотношения компонентов Кт. Точность обеспечения требуемых напоров насосов определяется точностью редуцирования давления.

На рис. 5 представлен существующий пневмонасосный агрегат двигательной установки ДУ802.

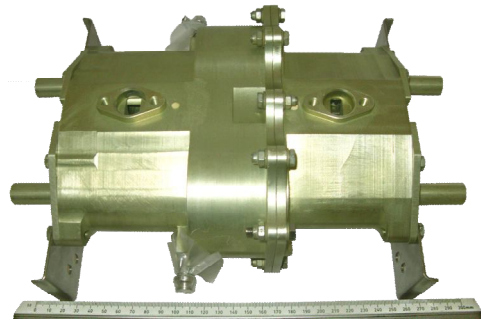


Рис. 5. ПНА двигательного блока ДУ802

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

Для представленного здесь двигателя тягой 4,364 кН был разработан ПНА с параметрами:

Таблица 5  
Основные характеристики ПНА

Объемный расход Ок, $\text{дм}^3/\text{с}$	0,663
Объемный расход Г, $\text{дм}^3/\text{с}$	0,539
Давление на входе в насосы Ок и Г, МПа	1,3
Давление на выходе из насосов Ок и Г, МПа	5,7
Давление гелия на входе в ПНА, МПа	2,28
Масса ПНА, кг	5

### 3. Результаты испытаний двигательного блока ДУ802

Для отработки ПНА совместно с камерой двигателя был изготовлен двигательный блок (ДБ), который включает в себя камеру двигателя, ПНА, необходимые узлы регулирования и автоматики, обеспечивающие запуск и необходимые режимы работы ДБ.

На двух экземплярах ДБ проведено 11 испытаний при 23 включениях с суммарной наработкой 2030 с.

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 (по параметру ДКД) 0,138 МПа (~ 4% от Рк). Хотя колебания давления с данной амплитудой не оказывали ощутимого влияния на рабочие процессы в камере, были реализованы мероприятия по снижению величины указанных колебаний, а именно – на выходе из ПНА по обеим магистралям были установлены демпферы, позволившие снизить вели-

чину средней амплитуды колебаний с 0,138 до 0,064 МПа (~1,8% от  $P_k$ ).

Двигательный блок настраивается на номинальную тягу путем настройки редуктора на определенное давление гелия, подаваемого в ПНА. По результатам ОИ абсолютное давление газа в камере двигателя (ДКД) находится в пределах от 3,246 до 3,628 МПа, что с учетом приведения к номинальным условиям работы соответствует требованиям ТЗ. Соотношение компонентов не подлежит настройке и обеспечивается точным соблюдением диаметров жидкостных полостей ПНА. По результатам ОИ соотношение компонентов, определенное по результатам измерения расходов, находится в пределах от 2,21 до 2,3, что соответствует требованиям ТЗ и зависит, практически, только от разности входных температур компонентов топлива.

Характерные графики основных параметров двигательного блока, полученные при ОИ, приведены на рис. 6, 7 и 8.

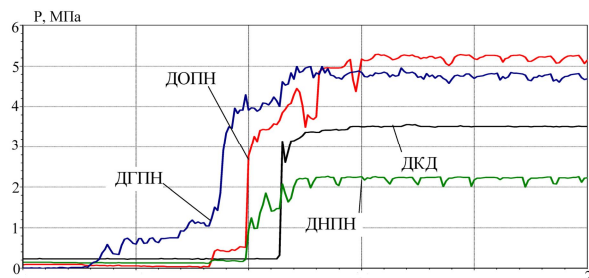


Рис. 6. Параметры ДБ при запуске

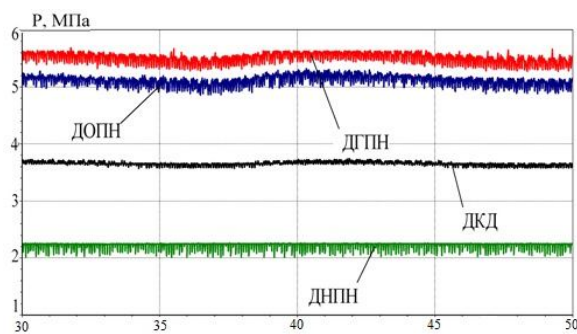


Рис. 7. Параметры ДБ при работе на режиме

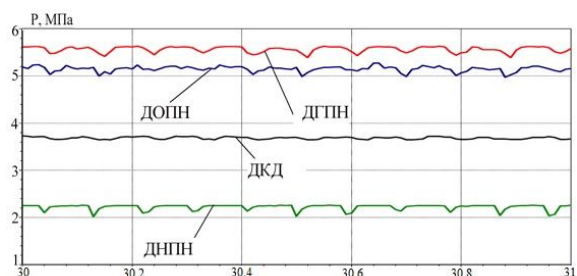


Рис. 8. Колебание основных параметров на выходе из ПНА

ДОПН – давление окислителя после ПНА;  
 ДГПН – давление горючего после ПНА;  
 ДКД – давление газов в камере;  
 ДНПН – деление гелия на входе в ПНА

#### 4. Перспективные проекты двигателей с пневмонасосной системой подачи

Прежде чем перейти к краткому обзору двигателей, которые могут быть созданы на базе отработанной матчасти ДУ802, хотелось бы дать ответ на вопрос – Почему ПНА?

ПНА применялся и применяется в апогейных ЖРД разработки ГП «КБ «Южного» из-за нескольких принципиальных преимуществ, которые не обеспечиваются другими системами подачи:

1. Пневмонасосная подача разработана как альтернатива вытеснительной системе подачи компонентов топлива и позволяет обеспечить относительно высокое давление в камере при низких давлениях на входе в двигатель.

2. Так как для запуска двигателя достаточно обеспечить подачу гелия с требуемыми параметрами в пневмополости ПНА и агрегатов автоматики, то количество запусков такого ЖРД ограничивается только бортовым запасом сжатого газа.

3. Двигатель настраивается на номинальное значение по величине тяги путем настройки редуктора на определенное давление гелия, подаваемого в ПНА. При этом учитываются гидравлические характеристики магистралей двигателя от ПНА до КД. Соотношение компонентов топлива в данном двигателе не подлежит настройке и обеспечивается конструктивными размерами жидкостных полостей ПНА.

Для ДУ802 достигнуты:

– точность обеспечения тяги (давления в камере)  $\pm 3\%$ ;

– точность обеспечения соотношения компонентов топлива  $\leq \pm 0,5\%$ .

4. В целом ПНА по сравнению с ТНА является более простым и более надежным узлом, который требует меньшего объема экспериментальной отработки, что существенно сокращает сроки и затраты на создание нового ЖРД.

Принимая во внимание вышеизложенное, мы считаем, что на базе отработанного двигательного блока ДУ802, может быть создан двигатель РД860, тяга которого в полете может плавно регулироваться в диапазоне от 4,9 до 2,45 кН и обеспечивать неограниченное количество включений в полете.

На рис. 9 представлен внешний вид двигателя РД860.

В качестве двигателя для взлетно-посадочного модуля, предназначенного для доставки роботизированного ровера, научных приборов, космического телескопа на механической подвижной платформе для осуществления исследовательских миссий на поверхности Луны и Марса ГП «КБ «Южное» разрабатывает вариант блочного двигателя РД860L с регулированием тяги в диапазоне от 9,807 до 2,45 кН.

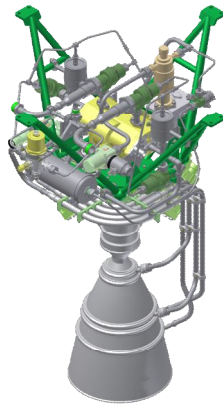


Рис. 9. Однокамерный маршевый жидкостный ракетный двигатель РД860

Концептуально двигатель РД860L состоит из двух автономных двигательных блоков (центрального и периферийного) со своими пневмонасосными агрегатами, собранными на общей силовой раме.

В зависимости от решаемых задач двигатель может быть выполнен в двух вариантах: с качанием центрального двигательного блока в карданном подвесе (управление двигателем в двух взаимно перпендикулярных плоскостях) и стационарным.

Общий вид вариантов двигателя РД860L представлен на рис. 10 и 11 а характеристики – в табл. 6.

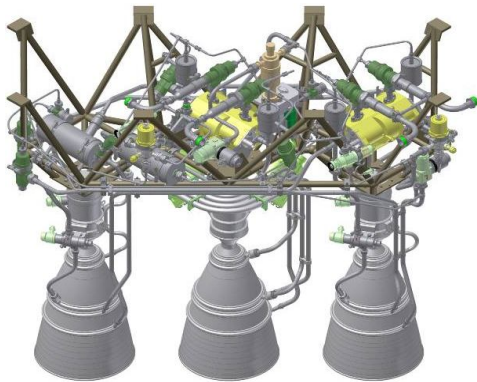


Рис. 10. Двигатель РД860L с качанием центрального двигательного блока в кардане

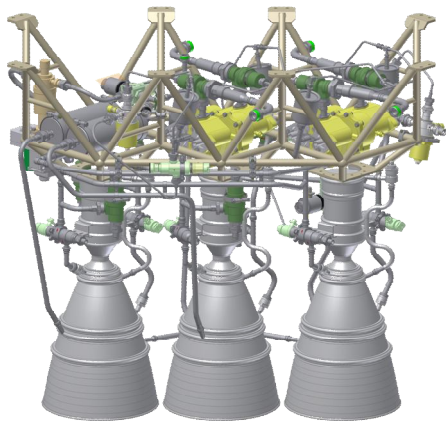


Рис. 11. Двигатель РД860L стационарный

Таблица 6  
Основные характеристики РД860

Параметры (характеристики)	РД860	РД860L
1. Назначение	Разгонный блок, взлетно-посадочный модуль	
2. Тяга, кН:		
- основной режим	4,9	9,8
- режим дросселирования	2,45	2,45
3. Удельный импульс тяги, Н·с/кг:		
- основной режим	322.5	
- режим дросселирования	316	
4. Давление в камере сгорания, МПа:		
- основной режим	4,07	
- режим дросселирования	2,01	
5. Давление на срезе сопла, кПа:		
- основной режим	2,354	
- режим дросселирования	1,206	
6. Соотношение компонентов топлива	2,32	
7. Время работы, с	700	
8. Количество включений	10	
9. Масса двигателя, кг	56	100

Блочный двигатель РД860L может работать следующим образом: совместная работа двух двигательных блоков (центрального и периферийного) обеспечивает коррекцию траектории КА, выведение его на орбиту искусственного спутника Луны (Марса) и маневрирование его на орбите; на этапе снижения и посадки для обеспечения двукратного дросселирования тяги периферийный двигательный блок может быть отключен.

Мягкая посадка обеспечивается плавным дросселированием центрального блока до величины 2,45 кН.

### Заключение

1. Пневмонасосная система подачи компонентов топлива для апогейных ЖРД может быть предпочтительнее вытеснительной и турбонасосной систем подачи, так как ПНА по сравнению с ТНА является более простым и надежным узлом, а по сравнению с вытеснительной подачей топлива пневмонасосная позволяет обеспечить более высокое давление в камере при низких давлениях на входе в двигатель и обеспечивает высокую точность поддержания тяги и соотношения компонентов топлива. Количество запусков ЖРД с ПНА не ограничено.

2. На базе существующего задела по двигателю РД866 и двигательной установке ДУ802 разработаны проекты многоцелевых двигателей РД860 и РД860L, с применением ПНА в системе подачи топлива, обеспечивающих многократный запуск и дросселирование тяги в полете, которые могут быть

использованы в составе разгонных блоков и взлетно-посадочных модулей.

3. ПНА может успешно применяться в составе двигательных установок геостационарных спутников связи. Применение ПНА позволит повысить энергетические характеристики КА (массу полезной нагрузки) за счет трехкратного снижения входных давлений компонентов топлива (что приводит к существенному снижению массы баков) и сокращения гарантийных запасов топлива.

### Литература

1. Конохов, С.Н. Жидкостные ракетные двигатели КБ «Южного». Описание и основные техни-

ческие данные [Текст] / С.Н. Конохов. – Днепропетровск: КБ «Южное», 1999. – 33 с.

2. Конохов, С.Н. Жидкостные ракетные двигатели КБ «Южного». Описание и основные технические данные [Текст] / С.Н. Конохов. – Днепропетровск: КБ «Южное», 1999. – С. 13 – 17.

3. Дібрівний, О.В. Результати відпрацювання системи забезпечення синхронізації витрати палива з баків двигунної установки ДУ-802 космічного буксиру [Текст] / О.В. Дібрівний // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – №10/57. – С. 88 – 92.

4. Шнякин В.Н.. Конструктивные особенности двигателя установки, обеспечивающие управляемость АКБ "Кречет" [Текст] / В.Н. Шнякин и др. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – №7/43. – С. 211 – 212.

Поступила в редакцию 1.06.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. А.Н. Петренко, декан физико-технического факультета, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск.

### СТВОРЕННЯ КОСМІЧНИХ РРД НА БАЗІ ПНЕВМОНАСОСНОЇ СИСТЕМИ ПОДАВАННЯ ПАЛИВА

*В.А. Шульга, В.І. Конох, О.І. Животов, О.В. Дібрівний*

За нашого часу в рідинних ракетних установках ракет-носіїв і космічних апаратах застосовуються дві класичні системи подавання палива – витискна і турбонасосна. У той же час в ДП «КБ «Південне» розроблена і доведена до стадії льотних випробувань нова система подавання палива – пневмонасосна. Пневмонасосна система подавання компонентів палива порівняно з турбонасосною є більш простою і надійною, а порівняно з витискним подаванням палива пневмонасосна дозволяє забезпечити більш високий тиск в камері при низьких тисках на вході в двигун і забезпечує високу точність підтримання тяги і співвідношення компонентів палива. Кількість запусків РРД з пневмонасосним агрегатом (ПНА) не обмежена. В статті представлений огляд робіт, які проводить ДП «КБ «Південне», по створенню сучасних космічних РРД з пневмонасосною системою подавання палива.

**Ключові слова:** пневмонасосне подавання палива, однокомпонентний живильник, ДУ802, злітно-посадочний модуль, двигун РД860L.

### CREATING SPACE LIQUID ROCKET ENGINES BASING ON PNEUMOPUMP PROPELLANT SUPPLY SYSTEMS

*V.A. Shul'ga, V.I. Konokh, A.I. Zhivotov, A.V. Dibrivny*

Two classical propellant supply systems are currently applicated in liq-uid propulsion systems – turbopump and expulsion. Meantime Yuzhnoye SDO has developed and flight-tested a new pneumopump (PP) propellant supply system. The pneumopump propellant supply system is more simple and reliable comparing to the turbopump propellant supply system, and provides a higher combustion chamber pressure at low pressures at the engine inlet than the expulsion propellant supply system and it also provides high mixture ratio and thrust maintenance. Number of burns for a LRE with a pneumopump assembly (PPA) is unlimited. The paper presents a review of Yuzhnoye SDO activities on creating modern space liquid rocket engines with pneumopump propellant supply systems.

**Key words:** pneumopump propellant supply system, monopropellant feeding unit, DU802, landing module, RD860L engine.

**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.

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

**Дибривний Александр Валериевич** – начальник группы отдела общей сборки ГП «КБ «Южное», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.