

УДК 621.454.2

А. А. Прокопчук, канд. техн. наук В. А. Шульга, канд. техн. наук Е. В. Стрельченко,
А. В. Дибривный, А. С. Кухта

ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ВЕРХНИХ СТУПЕНЕЙ РАЗРАБОТКИ ГП «КБ «ЮЖНОЕ»

Одним из важных направлений в разработке жидкостных ракетных двигателей ГП «КБ «Южное» является создание двигателей для верхних ступеней ракет-носителей, разгонных блоков, космических буксиров и взлетно-посадочных аппаратов. В статье представлен обзор ЖРД разработки ГП «КБ «Южное», их основных характеристик, отличительных особенностей, а также рассмотрен текущий статус разработки и эксплуатации. В статье представлена информация по следующим двигателям:

- РД858 и РД859 на долгохранимых компонентах топлива лунного взлетно-посадочного модуля – блока Е;

- РД809М и РД809К на компонентах топлива жидкий кислород + керосин, создаваемые на базе серийного рулевого РД8 второй ступени ракеты-носителя «Зенит». При этом двигатель РД809М является вариантом двигателя РД8 с плотной компоновкой, а двигатель РД809К – это его однокамерный вариант;

- РД805 на компонентах топлива жидкий кислород + керосин, создаваемый на базе камеры серийного рулевого двигателя РД8 второй ступени ракеты-носителя «Зенит»;

- РД835 на компонентах топлива жидкий кислород + керосин, создаваемый для вторых ступеней ракет-носителей типа «Маяк»;

- двигатели и двигательные установки на долгохранимых компонентах топлива, такие как РД861К (маршевый двигатель третьей ступени ракеты-носителя «Циклон-4» и второй ступени ракеты-носителя «Циклон-4М»), ДУ802 (жидкостная двигательная установка автономного буксира «Кречет» конверсионной ракеты-носителя «Днепр»), РД840 (апогейный жидкостный ракетный двигатель жидкостной двигательной установки платформы геостационарного спутника связи), VG143 (блок маршевого двигателя четвертой ступени европейской ракеты-носителя «Вега»), РД864 и РД869 (маршевые двигатели разгонных ступеней ракеты-носителя «Днепр»). Приведенная в статье информация представляет интерес для специалистов по разработке жидкостных ракетных двигателей и ракет-носителей.

Ключевые слова: маршевый двигатель, отработка двигателя, взлетно-посадочный модуль, пневмонасосный агрегат.

Одним з важливих напрямків розроблення рідинних ракетних двигунів ДП «КБ «Південне» є створення двигунів для верхніх ступенів ракет-носіїв, розгінних блоків, космічних буксирів і злітно-посадочних апаратів. Подано огляд рідинних ракетних двигунів розроблення ДП «КБ «Південне», їх основних характеристик, характерних особливостей, а також розглянуто поточний статус розроблення й експлуатації. Наведено інформацію про такі двигуни:

- РД858 і РД859 на компонентах палива тривалого зберігання місячного злітно-посадочного модуля блока Е;

- РД809М і РД809К на компонентах палива рідкий кисень + газ, що розробляють на базі серийного рульового РД8 другого ступеня ракети-носія «Зеніт». При цьому РД809М є варіантом двигуна РД8 з щільним компонуванням, а РД809К – його однокамерним варіантом;

- РД805 на компонентах палива рідкий кисень + газ, що розробляють на базі камери серийного рульового двигуна РД8 другого ступеня ракети-носія «Зеніт»;

- РД835 на компонентах палива рідкий кисень + газ, що розробляють для других ступенів ракет-носіїв типу «Маяк»;

- двигуни та рушійні установки на компонентах палива тривалого зберігання, такі як РД861К (маршовий двигун третього ступеня ракети-носія «Циклон-4» і другого ступеня ракети-носія «Циклон-4М»), ДУ802 (рідинна рушійна установка автономного буксира «Кречет» конверсійної ракети-носія «Днепр»), РД840 (апогейний рідинний ракетний двигун рідинної рушійної установки платформи геостационарного супутника зв'язку), VG143 (блок маршового двигуна четвертого ступеня європейської ракети-носія «Вега»), РД864 та РД869 (маршові двигуни розгінних ступенів ракети-носія «Днепр»). Наведена у статті інформація буде цікавою для фахівців з розроблення рідинних ракетних двигунів і ракет-носіїв.

Ключові слова: маршовий двигун, відпрацювання двигуна, злітно-посадочний модуль, пневмонасосний агрегат.

One of the important directions in the development of Yuzhnoye SDO liquid rocket engines is creation of the engines for launch vehicle upper stages, boosters, space tugs and takeoff-and-landing vehicles. The article presents an overview of Yuzhnoye SDO – developed liquid rocket engines, their basic characteristics, distinctive features and the current status of development and operation. The article presents the information on the following engines:

RD858 and RD859 operating on storable propellants, for lunar takeoff-and-landing Block E module;

RD809M and RD809K operating on liquid oxygen + kerosene created on the basis of RD8 serial control engine of Zenit launch vehicle second stage. In this case, RD809M engine is RD8 version with tight integration and RD809K engine is its one-chamber version;

RD805 engine operating on liquid oxygen + kerosene created on the basis of combustion chamber of RD8 serial control engine of Zenit launch vehicle second stage.;

RD835 engine operating on liquid oxygen + kerosene created for the second stages of launch vehicles of Mayak type;

the engines and propulsion systems operating on storable propellants, such as RD861K (main engine of Cyclone-4 third stage and Cyclone-4M launch vehicle second stage), DU802 (liquid propulsion system of Krechet autonomous space tug of conversion Dnepr launch vehicle), RD840 (apogee liquid rocket engine of liquid propulsion system of geostationary communication satellite bus), VG143 (main engine assembly of the fourth stage of European Vega launch vehicle), RD864 and RD869 (main engines of Dnepr launch vehicle upper stages).

The information presented in the article is of interest to liquid rocket engines and launch vehicles developers.

Key words: main engine, engine development test, takeoff-and-landing module, pneumatic pump unit.

Введение

Одним из важных направлений в разработке жидкостных ракетных двигателей КБЮ является создание двигателей для верхних ступеней ракет-носителей, разгонных блоков, космических буксиров и взлетно-посадочных аппаратов.

Двигатель РД861К

Маршевый двигатель РД861К является глубоко модернизированным вариантом двигателя РД861 третьей ступени РН «Циклон-3». Двигатель РД861К предназначен для создания тяги и управления вектором тяги третьей ступени РН «Циклон-4» на активном участке полета по каналам тангажа и рыскания. Управление вектором тяги осуществляется поворотом двигателя в карданном подвесе в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

Двигатель – однокамерный, пятикратного включения, с турбонасосной системой подачи самовоспламеняющихся компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа, со вдувом выхлопного генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла.

Рабочее тело турбины – газ, вырабатываемый в газогенераторе при сгорании основных компонентов топлива. Раскрутка ротора турбонасосного агрегата (ТНА) при запуске осуществляется гелием, поступающим на основную турбину через дополнительные сопла. Гелий хранится в баллоне системы питания. Для обеспечения идентичности запусков в линии подачи гелия установлен газовый редуктор.

Основные направления модернизации двигателя РД861 [1]:

- повышение удельного импульса тяги с 314 до 330 с;
- увеличение количества запусков (до пяти);
- применение принципиально новых решений в узлах ТНА, в частности торцевых уплотнений в насосах вместо традиционных плавающих колец;
- применение газогенератора новой разработки с ячеистой смесительной головкой;
- применение вдува генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла;
- увеличение времени работы;
- управление пространственным положением ступени путем качания двигателя в двух плоскостях;

– повышение точности поддержания соотношения секундных расходов компонентов топлива в пределах $\pm 1\%$.

Внешний вид двигателя РД861К представлен на рис. 1.



Рис.1. Маршевый двигатель РД861К

Основные параметры двигателя РД861К представлены в табл. 1.

Таблица 1

Основные параметры двигателя РД861К

Параметр	Значение
Компоненты топлива	АТ+НДМГ
Тяга двигателя в пустоте, тс	7916
Удельный импульс тяги двигателя в пустоте, с	330
Давление в камере двигателя, кгс/см ²	90,5
Соотношение компонентов топлива	2,42
Количество плоскостей качания	2
Количество камер	1
Сухая масса, кг	207

Разработка двигателя начата в 2003 г., отработка – в январе 2007 г. В настоящее время наземная экспериментальная отработка двигателя находится на завершающей стадии. На 30 июля 2018 г. суммарная наработка на восьми новых двигателях и

девяти переборочных составила 18450 с, проведены 224 включения. В настоящее время успешно завершены динамические испытания двигателя и собирается первый двигатель, предназначенный для квалификационных испытаний.

Данные по отработке двигателя РД861К приведены в табл. 2.

Таблица 2

Данные по отработке двигателя РД861К

Параметр	Величина
Количество испытанных двигателей:	
- новых	8
- после переборки	9
Суммарная наработка, с	18450
Количество включений	224
Максимальная наработка на одном двигателе, с	1500 (3483 с учетом переборки)
Минимальное время включения (от первой команды на запуск), с	5,2
Максимальное время одного включения, с	480
Максимальное количество включений одного двигателя	20 (36 с учетом переборки)
Минимальная пауза между включениями, с	250
Максимальная пауза между включениями, сут	42

Обзор научно-технического задела в области создания ЖРД взлетно-посадочных модулей для освоения Луны, Марса и др.

Двигатели советского пилотируемого лунного модуля – блока Е

В конце 60-х годов прошлого столетия специалистами КБ «Южное» были разработаны основной и резервный двигатели для пилотируемого лунного модуля – блока Е [2].

При создании этих двигателей решалась задача обеспечения минимальных габаритов и массы при максимальной экономичности, а также возможности изменения тяги не менее чем в четыре раза для осуществления мягкой посадки на поверхность Луны.

Получение минимальных габаритов при требуемой высокой экономичности возможно за счет высокого давления в камере

сгорания (80 кгс/см^2) подобной размерности. Для достижения требуемой надежности двигателя необходимо было подтвердить большой ресурс как по времени работы, так и по количеству включений. Кроме того, каждый двигатель перед использованием в полете проходит огневое контрольно-технологическое испытание, подтверждающее его характеристики. Также были успешно решены вопросы обеспечения устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания и газогенераторах.

Двигатель нарабатывал при нескольких включениях до 19000 с, что превышало потребный ресурс более чем в 40 раз. После таких испытаний при дефектации замечаний по состоянию матчасти не было.

На рис. 2 представлен внешний вид двигателей лунного блока Е.

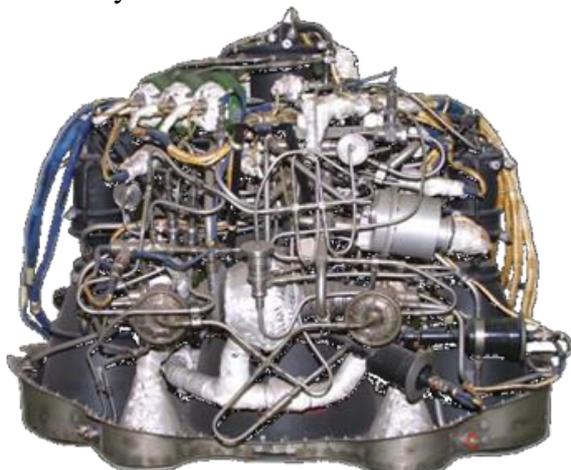


Рис. 2. Двигатели РД858 и РД859

Основные характеристики двигателей лунного взлетно-посадочного модуля представлены в табл. 3.

Таблица 3

Основные характеристики двигателей лунного взлетно-посадочного модуля

Параметр	РД858	РД859
Назначение	Основной	Резервный
Тяга в пустоте, кгс	$2050 \pm 200 / 858 \pm 300$	2045 ± 200
Удельный импульс тяги, с	315/285	312
Давление в камере сгорания, кгс/см^2	80/33,8	80

Продолжение табл. 3

Параметр	РД858	РД859
Давление на срезе сопла, кгс/см^2	0,05/0,021	0,05
Соотношение компонентов топлива	2,03/1,6	2,0
Время работы, с	470	400
Количество включений/переключений	2	2
Масса двигателя, кг	53	57

Примечание. Для двигателя РД858 в числителе приведено значение основного режима, в знаменателе – дросселированного.

Следует отметить, что приведенные в табл. 3 данные по экономичности двигателей РД858 и РД859 не являются предельными. В последующие годы эти двигатели послужили базой для разработки двигателей РД864, РД866, РД868, РД869 и VG143, а также двигательной установки ДУ802, камеры которых имеют существенно более высокую экономичность по сравнению с базовыми (рис. 3-5). Основные характеристики указанных выше двигателей и двигательной установки представлены в табл. 4.



Рис. 3. Жидкостный ракетный двигатель VG143



Рис. 4. Жидкостный ракетный двигатель РД866



Рис. 5. Жидкостные ракетные двигатели РД864 и РД869

Продолжение табл. 4

Параметры (характеристики)	Двигатель, РН			
	РД864, РН «Днепр»	РД866, МБР	РД869, РН «Днепр-М»	VG143, ЕРН Vega
Давление на срезе сопла, кгс/см ²	0,023/0,009	0,024	0,023/0,009	0,0123
Соотношение компонентов топлива	2,0*	2,3*	2,0*	2,0*
Время работы, с	600	330	700	360
Количество включений/переключений	1/25	15	1/25	5
Габариты: высота/длина, мм	800/302	820/302	890/420	720/302
Масса двигателя, кг	199**	118	196**	15,6

Примечания:

- * Параметры, относящиеся к камере сгорания.
- ** С узлами вывода камер двигателя из транспортного в рабочее положение на Ø3500 мм.
- Для двигателей РД864 и РД869 параметры указаны на основном и дросселированном режимах.

Новые направления разработки ЖРД для космических буксиров

В 2004 г. для АКБ «Кречет» конверсионного носителя «Днепр» специалисты ГП «КБ «Южное» разработали двигательную установку ДУ802 (рис. 6) [3]. Отличительной особенностью двигательной установки ДУ802 является применение в ней принципиально новой системы подачи – пневмонасосной. При пневмонасосной системе подачи компоненты топлива в камеру сгорания подаются с относительно высоким давлением с помощью поршневых насосов, приводимых в действие сжатым газом – гелием. По сути, пневмонасосный агрегат (ПНА) – это связка двух поршневых насосов с пневматическим командным блоком и системой всасывания и нагнетания.

Гелий, идущий на привод ПНА, подогревается в теплообменнике. Подогрев гелия в теплообменнике позволяет уменьшить его расход.

Таблица 4

Основные характеристики двигателей РД864, РД866, РД869 и VG143

Параметры (характеристики)	Двигатель, РН			
	РД864, РН «Днепр»	РД866, МБР	РД869, РН «Днепр-М»	VG143, ЕРН Vega
Назначение	III ступень	IV ступень	III ступень	IV ступень
Тяга в пустоте, кгс	2060/862	513	2087/875	250
Удельный импульс тяги в пустоте, с	316/308*	323*	320/310*	315*
Давление в камере сгорания, кгс/см ²	41,8/17	41,5	41,8/17	20,3

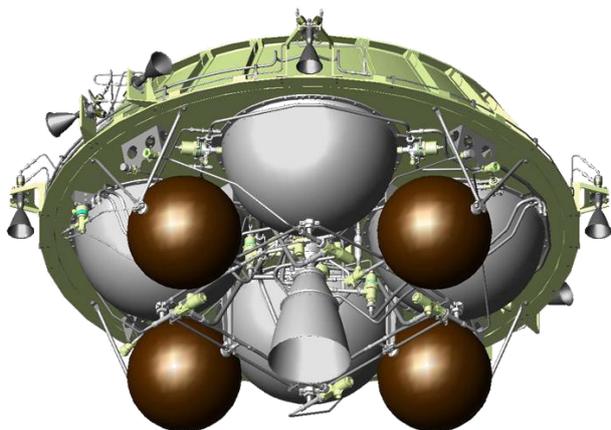


Рис. 6. Внешний вид двигательной установки ДУ802

ПНА 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 в баках.

2. Так как для запуска двигателя достаточно обеспечить подачу гелия с требуемыми параметрами в пневмополости ПНА и агрегатов автоматики, то количество включений 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 камеры двигателя. Соотношение компонентов топлива в данном двигателе 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.

В настоящее время закончена наземная экспериментальная отработка двигательной

го блока. Проведено 17 испытаний двух экземпляров двигательных блоков. Суммарно наработано 2048 с. Проведены испытания системы подачи ДУ (система наддува, топливные баки и ПНА). Для завершения работ необходимо провести огневые испытания изготовленных ДУ.

Специалистами КБ «Южное» разрабатывается также апогейный двигатель тягой 40 кгс, работающий на долгохраняемых высококипящих компонентах топлива (рис. 7). По этому двигателю разработана документация на опытный образец и ведутся экспериментальные работы.

В табл. 5 приведены основные характеристики ДУ802 и РД840.



Рис. 7. Апогейный двигатель РД840

Таблица 5

Основные характеристики ДУ802 и РД840

Параметр	Значение	
	ДУ802	РД840
Компоненты топлива	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ
Тяга двигателя в пустоте, кгс	450	40,7
Удельный импульс тяги двигателя в пустоте, с	322,5	315
Давление в камере двигателя, кгс/см ²	36,5	10
Соотношение компонентов топлива	2,25	1,85
Сухая масса, кг	165,4	4,3

Семейство современных маршевых двигателей для верхних ступеней, работающих на экологически чистых компонентах топлива – жидком кислороде и керосине

За время разработки и эксплуатации РН "Зенит" специалистами ГП "КБ "Южное" накоплен огромный опыт по изготовлению, испытаниям, эксплуатации двигателей, который в настоящее время может быть использован при создании новых образцов двигателей. А это многократно сократит затраты на их разработку [4].

На базе двигателя РД8 специалистами ГП "КБ "Южное" разработаны проекты двигателей, приведенные на рис. 8, которые могут найти применение в качестве маршевых для верхних ступеней РН.

Проект двигателя РД809М разрабатывали для использования в качестве маршевого для второй ступени РН "Антарес". К этому двигателю проявляет интерес и ряд других зарубежных фирм. Схемные решения для этого двигателя, состав агрегатов полностью заимствуются из двигателя – прототипа РД8. Под новые задачи потребовалось перекомпоновать двигатель, обеспечивая минимальные габариты по диаметру. По оценкам специалистов ГП "КБ "Южное", отработка и сертификация такого двигателя могут быть проведены на 5-7 экземплярах. Не меньший интерес представляет однокамерный двигатель РД809К, который может быть использован в качестве маршевого для верхних ступеней РН, в том числе и для РН "Зенит".

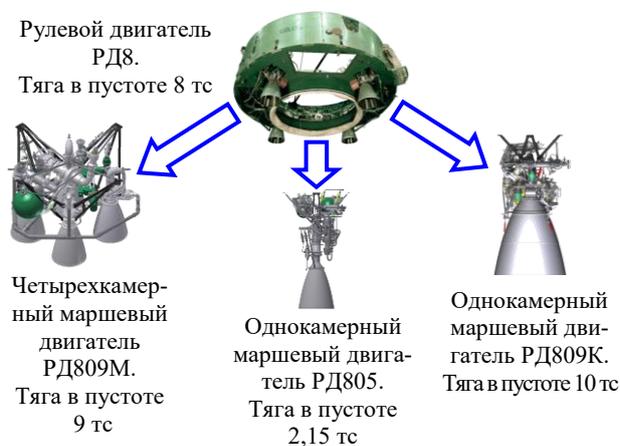


Рис. 8. Проекты двигателей на базе РД8

Затраты на разработку и доводку РД809К также будут многократно меньше, чем потребовалось на создание базового двигателя РД8. Весь комплект агрегатов автоматики для этого двигателя, а также агрегаты системы подачи топлива в камеру и газогенератор заимствуются из двигателя – прототипа РД8. Разработаны новая камера и компоновка двигателя. В настоящее время ведутся работы по освоению производства двигателя РД809К на предприятии ГП ПО ЮМЗ.

Может быть востребован на рынке ракетно-космической техники и двигатель тягой ~2 тс как маршевый для верхних ступеней РН и разгонных блоков. На базе камеры базового двигателя РД8 может быть с минимальными затратами создан однокамерный маршевый ЖРД РД805.

Используя освоенные технологии, на базе двигателя РД8 могут быть в кратчайшие сроки (за 3-4 года) и с минимальными затратами созданы три новых современных ЖРД, которые будут востребованы как в отечественных космических программах, так и на международном рынке космической техники.

Необходимость создания вторых ступеней для наиболее мощных и современных РН семейства «Маяк» вынудили нас приступить к разработке маршевого двигателя тягой 50 тс (РД835) с двукратным запуском в полете. На рис. 9 представлен внешний вид маршевого двигателя РД835.

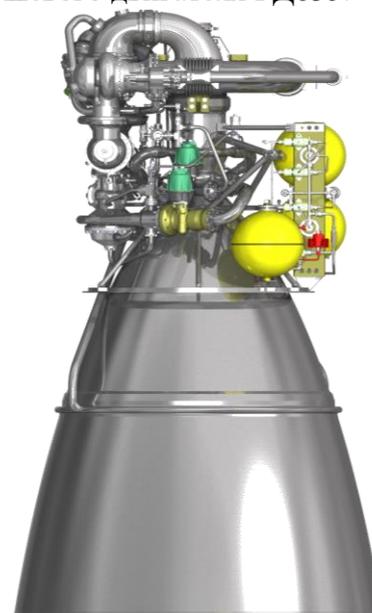


Рис. 9. Маршевый двигатель РД835

Основные параметры семейства кислородно-керосиновых двигателей для верхних ступеней РН разработки ГП «КБ «Южное» приведены в табл. 6.

Таблица 6

Основные параметры семейства кислородно-керосиновых двигателей

Параметр	Индекс двигателя			
	РД805	РД809М	РД809К	РД835
Тяга двигателя в пустоте, тс	2,15	9,0	10	50
Удельный импульс двигателя в пустоте	345	345	352	355
Давление в камере, кгс/см ²	83,5	87,4	100	170
Коэффициент соотношения компонентов топлива	2,5	2,5	2,62	2,6
Сухая масса, кг	120	350	330	830

Выводы

Специалисты ГП «КБ «Южное» ведут разработку ЖРД различного назначения с 1958 г. За 60 лет в Украине накоплен богатый опыт разработки жидкостных ракетных двигателей различного назначения как на гипергольных, так и на криогенных компонентах (17 двигателей из 40 разработанных серийно изготавливались и устанавливались на РН). Созданы необходимые научно-технический задел, а также стендовая и производственная базы.

Накопленный опыт позволяет нам успешно решать различные разноплановые проектные задачи, в том числе в части двигателей верхних ступеней космических РН – от разработки двигателей малой тяги (40 кгс) до мощных ЖРД большой тяги (50 тс и более).

Список использованной литературы

1. Жидкостные ракетные двигатели, двигательные установки, бортовые источники мощности, разработанные КБ двигательных установок ГП «КБ «Южное» / Под науч. ред. акад. НАН Украины С. Н. Конюхова, канд. техн. наук В. Н. Шнякина. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2008. – 466 с.

2. Жидкостные ракетные двигатели. Описание и основные технические данные / Под науч. ред. акад. НАН Украины С. Н. Конюхова, канд. техн. наук В. Н. Шнякина. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 1996. – 84 с.

3. Новые возможности по созданию апогейных двигательных установок с пневмонасосной системой подачи топлива / А. А. Прокочук, В. А. Шульга, Е. В. Стрельченко, В. И. Конох, А. В. Дибривный, И. Н. Гордиец, И. И. Калиниченко; Докл. на конф. Space Propulsion, 2018, Испания.

4. Возможности создания новых ЖРД на базе освоенных технологий / В. Н. Шнякин, В. А. Шульга, А. В. Дибривный // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн.ст. – 2011. – Вып. 2. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное». – С. 61-71.

Статья поступила 15.08.2018