

УДК 621.454.2.043

Канд. техн. наук Я. Н. Иванов, О. П. Бадун, С. А. Дешевых, Л. Ф. Ивченко

## ТУРБОНАСОСНЫЕ АГРЕГАТЫ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗРАБОТКИ КБ-4

Представлен опыт создания турбонасосных агрегатов ЖРД конструкторского бюро ракетных двигателей (КБ-4) ГП «КБ «Южное». Описаны наиболее известные конструкции ТНА, разработанные в КБ. Рассмотрены как ранние разработки КБ, так и турбонасосный агрегат, находящийся сейчас на завершающем этапе отработки. Показана эволюция конструкции как отдельных узлов, так и всего агрегата в целом. Эволюция конструкции позволила повысить ресурс агрегата в десятки раз. К примеру, ресурс первых турбонасосных агрегатов, разработанных в КБ, в среднем не превышал 150 с. На сегодняшний день в запасе КБ имеются двигатели с ресурсом  $\approx 19\,000$  с. Приведена информация о проблемах, с которыми сталкивались конструкторы во время отработки турбонасосного агрегата, и способах их решения. Представлены уникальные достижения. Аналогов некоторых агрегатов до настоящего времени в мире нет. Дана информация о последних достижениях КБ, таких как торцовое уплотнение по дискам крыльчатки насоса, применение которого полностью исключает паразитные утечки. Проанализировав приведенные данные, можно заключить, что в КБ ракетных двигателей и в КБ «Южное» в целом накоплен достаточный объем знаний и опыта, позволяющий решать любые задачи, которые могут возникнуть при создании нового турбонасосного агрегата ЖРД, а успешно работающие ЖРД с турбонасосными агрегатами, в том числе в двигателях с дожиганием генераторного газа, созданные в последние годы, свидетельствуют о ценности накопленного опыта.

**Ключевые слова:** жидкостный ракетный двигатель, турбонасосный агрегат, насос, турбина.

Описано досвід створення турбонасосних агрегатів РРД конструкторського бюро ракетних двигунів (КБ-4) ДП «КБ «Південне». Розглянуто найвідоміші конструкції турбонасосних агрегатів, які розроблено в КБ. Проведено аналіз як ранніх розробок КБ, так і турбонасосного агрегату, який на цей час проходить завершальний етап відпрацювання. Показано еволюцію конструкції як окремих вузлів, так і всього агрегату в цілому, що дозволила підвищити його ресурс в десятки разів. Наприклад, ресурс перших турбонасосних агрегатів, які розроблено в КБ, у середньому не перевищував 150 с. На сьогодні КБ має в запасі двигуни з ресурсом  $\approx 19\,000$  с. Наведено інформацію про проблеми, з якими стикалися конструктори під час відпрацювання турбонасосного агрегату, і способи їх вирішення. Описано унікальні досягнення. Аналогів деяких агрегатів до цього часу у світі немає. Надано інформацію про останні досягнення КБ, такі як торцеве ущільнення по дисках крильчатки насоса, застосування якого повністю унеможливорює паразитні витіки. Проаналізувавши наведені дані, можна зробити висновок, що в КБ ракетних двигунів і КБ «Південне» в цілому нагромаджено достатній обсяг знань та досвіду, що дозволяє вирішувати будь-які завдання, які можуть виникнути в процесі створення нового турбонасосного агрегату РРД, а РРД з турбонасосними агрегатами, що успішно працюють, у тому числі у двигунах з допалюванням генераторного газу, створених в останні роки, свідчать про цінність нагромадженого досвіду.

**Ключові слова:** рідинний ракетний двигун, турбонасосний агрегат, насос, турбіна.

The article presents the experience of creating LRE turbopump units by the Rocket Engines Design Office (DO-4) at Yuzhnoye SDO. The best known turbopump units designs developed by DO are described. Both earlier developments of DO and the turbopump unit being now in final testing phase are considered. The design evolution of both separate assemblies and of entire unit is shown. The design evolution allowed increasing the unit's lifetime dozens times. For example, the lifetime of the first turbopump units developed by DO did not exceed 150 s. Currently, the DO has in stock the engines with lifetime of  $\sim 19000$  s. The information is presented on the problems that the designers faced in testing the turbopump unit and the ways to solve them. The unique achievements are presented. At present, there are no analogs of some units in the world. The article presents the information on the latest achievements of DO, such as the face seal on pump vane discs whose use fully excludes unwanted leaks. Having analyzed the data presented, one may conclude that the Rocket Engines Design Office and Yuzhnoye SDO as a whole accumulated sufficient experience and knowledge allowing solving any problems that may arise when developing a new LRE turbopump unit, and successfully operating LRE with turbopump units, including those in the engines with generator gas afterburning created in recent years testify to a great value of accumulated experience.

**Key words:** liquid rocket engine, turbopump unit, pump, turbine.

## Введение

Турбонасосный агрегат (ТНА) – один из наиболее нагруженных агрегатов ЖРД с большим количеством взаимодействующих деталей. ТНА работает в условиях самых низких и самых высоких давлений рабочих жидкостей и газов, самых низких температур, реализуемых в ЖРД. На конструкцию ТНА воздействуют низкие температуры рабочих жидкостей и высокие температуры рабочего газа турбины. Кроме того, часто экстремальные значения давлений и температур сочетаются с агрессивными средами.

При проектировании конструкции ТНА конструкторы должны решить множество задач, основные из которых: обеспечение требуемых выходных параметров, работоспособности подшипниковых узлов и конструкции в целом, надежная герметизация гидравлических и газовых полостей – и все это при высокой частоте вращения ротора.

Круг вопросов, решаемых при проектировании ТНА, весьма обширен. Кроме решения основных вопросов, связанных с обеспечением надежности и параметров агрегата, необходимо учитывать особенности стендовой отработки, правильно подобрать материалы, покупные и комплектующие изделия, обеспечить технологичность и минимальную трудоемкость изготовления.

Турбонасосостроение – это особое направление машиностроения, в котором сконцентрированы практически все машиностроительные технологии. Это литье, штамповка, ковка, все виды механической обработки, сварка, пайка, балансировка, электроэрозия, большинство известных гальванических покрытий. И это только краткий перечень технологий, которые используются при изготовлении ТНА и которые должен знать разработчик ТНА, чтобы грамотно их использовать в разрабатываемой конструкции.

## Первые опыты

Одними из первых собственных разработок ТНА были ТНА для рулевых двигателей РД855 и РД856. На рис. 1 и 2 представлены конструкции ТНА этих двигателей.

ТНА двигателя РД855 состоит из двух частей: насоса окислителя и насоса горючего с осевой газовой одноступенчатой турбиной. Крутящий момент к насосу окислителя передается через рессору, расположенную внутри валов.

Рабочее колесо турбины – сварной конструкции. Фрезерованные лопатки приваривались кольцевым швом с обеих сторон диска. Качество сварного шва зависело от опыта и мастерства сварщика. Для защиты от высокой температуры несущей конструкции статора применена тонкостенная диафрагма с множеством «зигов». Статор крепился к алюминиевому корпусу насоса горючего фланцевым соединением и не приводил к его деформации.

Благодаря шнековым преднасосам с тонкими фрезерованными лопатками обеспечивались высокие антикавитационные свойства основных насосов на уровне  $C_{кр} = 4500–5000$ .

Для ограничения утечек жидкости на буртах дисков центробежных колес использовались щелевые уплотнения с плавающими кольцами. Алюминиевые плавающие кольца имели твердое анодное покрытие, а бурты крыльчатки хромировались.

В 1965 г. при испытаниях ракеты произошла авария с разрушением шахты. Потери от этой аварии оценивались в 1 млрд руб. Причиной аварии стало возгорание насоса окислителя из-за аномально большого трения плавающего кольца о бурт центробежного колеса.

В дальнейшем экспериментально было доказано, что трение алюминиевого плавающего кольца о бурт центробежного колеса возникло из-за большой радиальной силы на кольцо. Радиальная сила возникла из-за перекоса плавающего кольца относительно оси вращения. Причиной перекоса стало случайное смещение паза в упорном кольце относительно выступающего штифта в корпусе, предназначенного для фиксации упорного кольца от проворота. Штифт и паз убрали из конструкции насосов. Этот пример говорит о том, что в ТНА нет незначительных мелочей. Даже незначительный, казалось бы, дефект или просчет конструктора может привести к катастрофическим последствиям.

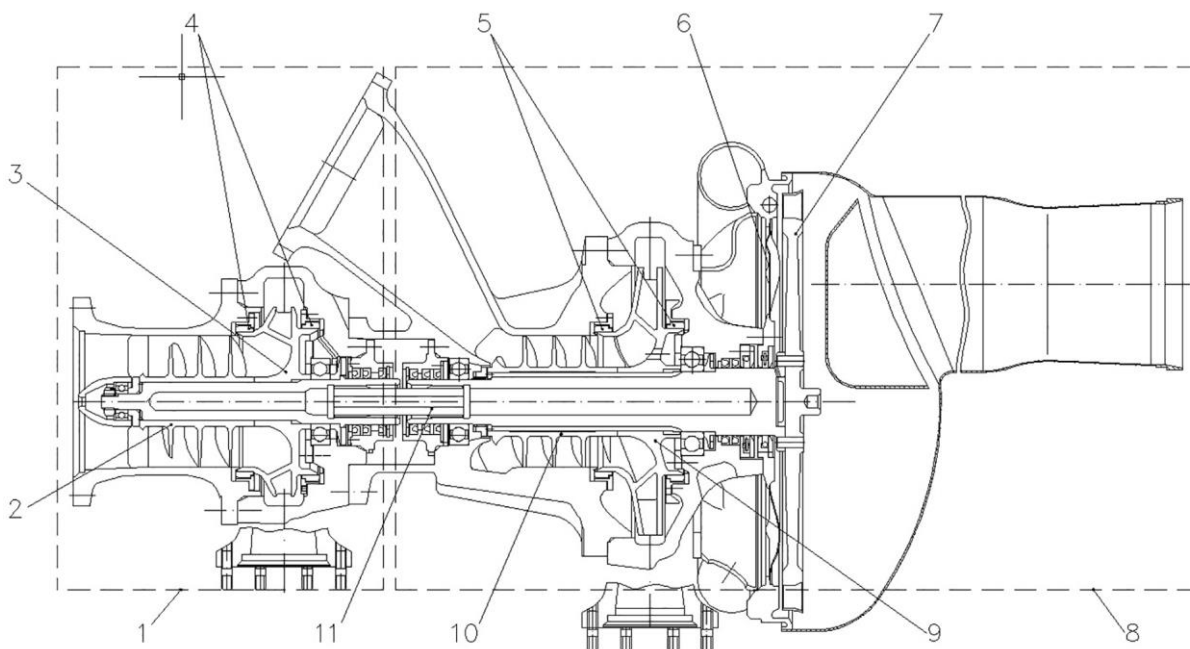


Рис. 1. Турбонасосный агрегат ЖРД РД855:  
 1 – насос окислителя; 2, 10 – шнеки; 3, 9 – крыльчатки; 4, 5 – плавающие кольца; 6 – диафрагма;  
 7 – рабочее колесо; 8 – насос горючего с турбиной; 11 – рессора

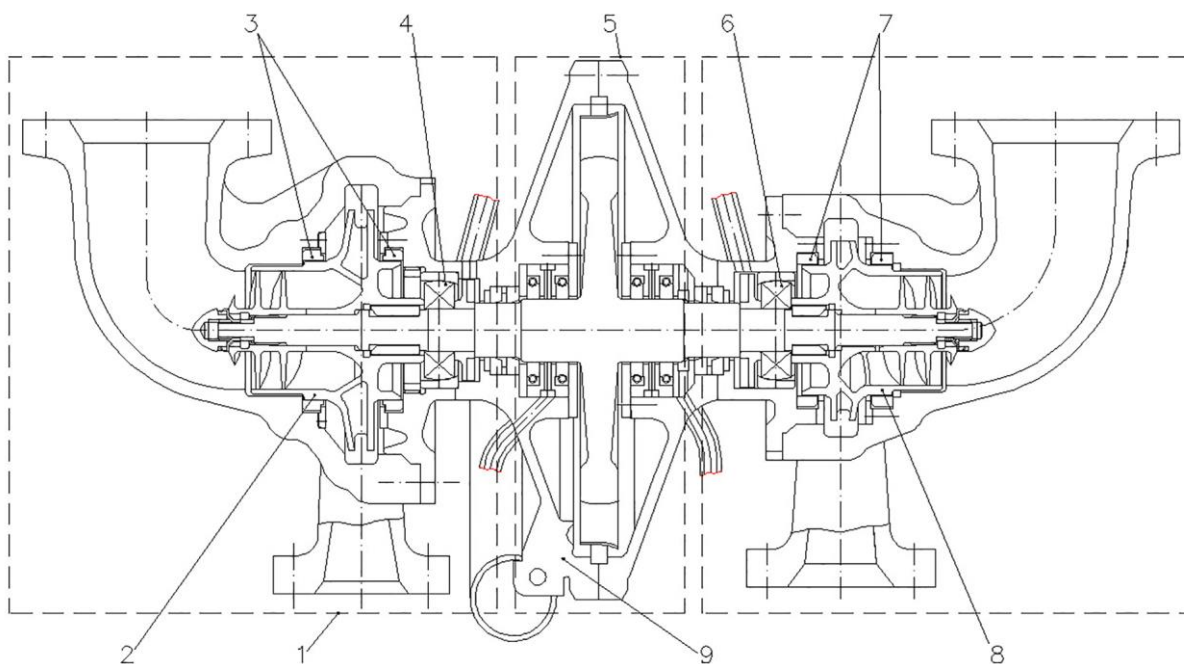


Рис. 2. Турбонасосный агрегат ЖРД РД856:  
 1 – насос окислителя; 2, 8 – крыльчатки; 3, 7 – плавающие кольца;  
 4, 6 – шарикоподшипники; 9 – сопловой аппарат

ТНА двигателя РД856 был выполнен с центральным расположением турбины и консольно расположенными насосами окислителя и горючего. Парциальная осевая турбина, имеющая всего четыре сопла, потребовала от конструкторов решения множества проблем. Из-за большой разницы температуры разогрева статора турбины по окружности (разница составляла около 400 °С) температурная дефор-

мация статора приводила к большому перекосу осей корпусов обоих насосов. Вследствие перекоса осей корпусных деталей насосов относительно оси вращения ротора уменьшался зазор между шнеком и корпусом, истирались плавающие кольца на буртах центробежных колес, разрушались шарикоподшипники. Несмотря на принятые меры, ресурс ТНА составлял всего 130 с.

Для обеспечения работоспособности ТНА шарикоподшипники стандартной конструкции заменили на специальные шарикоподшипники со сферической поверхностью наружной обоймы и с дополнительным сферическим кольцом.

Опыт отработки ТНА двигателя РД856 пригодился при разработке последующих ТНА с центральным расположением турбины. Была разработана конструкция ТНА с «холодным каркасом» (рис. 3) для двигателя РД858, исключая пагубное влияние температурных деформаций на работоспособность подшипников. Двигатель успешно прошел полный цикл отработки и использовался в составе лунного взлетно-посадочного модуля (блок Е) РН Н-1.

В этой конструкции наиболее горячие части статора турбины: сопловой аппарат и выхлопной коллектор – были исключены из силового каркаса между насосами окислителя и горючего. Конструкция ТНА в связи с этим несколько усложнилась, но перекосы осей корпусных деталей насосов относительно оси вращения существенно уменьшились. Увеличился ресурс двигателя. Суммарная наработка двигателя при автономных испытаниях составила 19000 с, что превысило потребный ресурс более

чем в 40 раз. При дефектации после огневых испытаний замечаний к состоянию материальной части не было.

Достижению такого ресурса ТНА способствовало в том числе и применение торцового уплотнения со сферическим графитовым кольцом и с сильфоном в качестве вторичного уплотнения, разделяющего полость насоса и турбины. Проблема состояла в том, что в случае попадания окислителя в полость турбины, работающей на газе с избытком горючего, происходило возгорание деталей турбины и полное разрушение ТНА. В ходе отработки ТНА двигателя РД858 было семь случаев возгорания ТНА из-за усталостного разрушения сильфона в торцовом уплотнении. Конструкция ТНА, его малые габариты не позволяли разместить дополнительные элементы уплотнения или дренажную полость. Конструкторам КБ-4 все же удалось решить данную проблему. В настоящее время усовершенствованное уплотнение применяется в других, более поздних, разработках ТНА.

На рис. 4 приведено сравнение уплотнений по валу между насосом окислителя и турбиной двигателей РД856 (рис. 4, а) и РД858 (рис. 4, б).

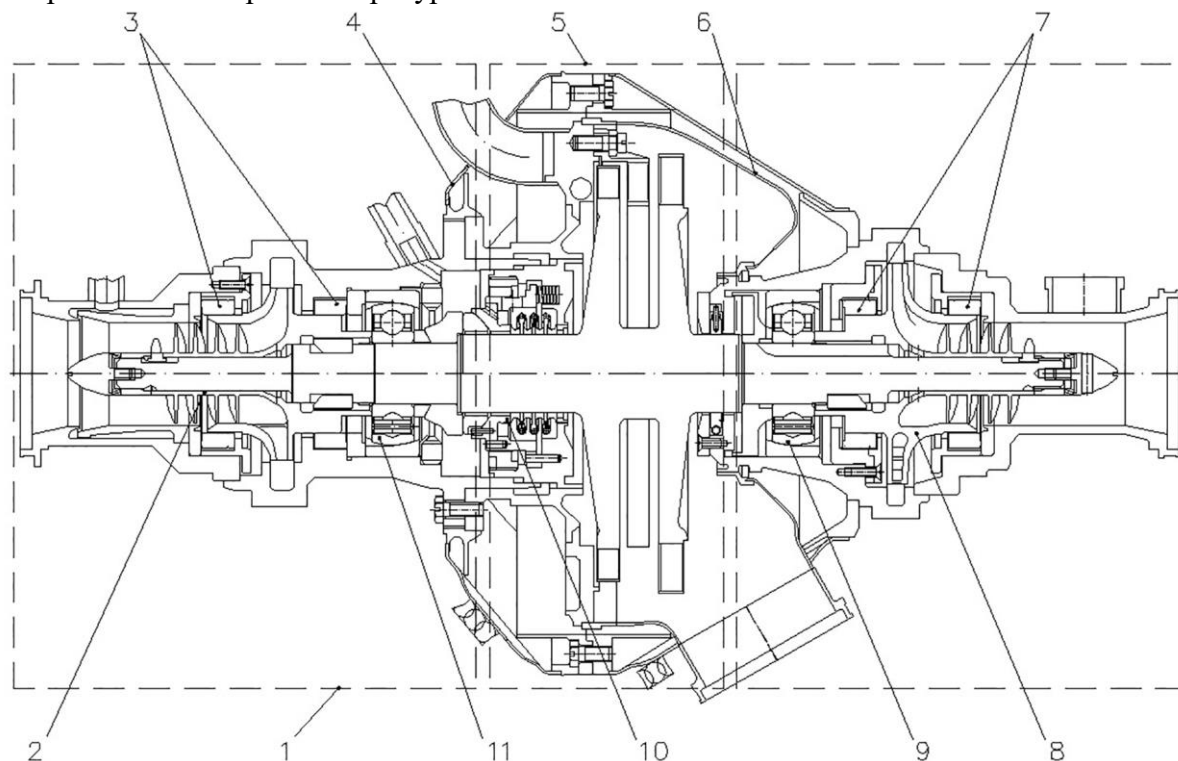


Рис. 3. Турбонасосный агрегат ЖРД РД856:

1 – насос окислителя; 2, 8 – крыльчатки; 3, 7 – плавающие кольца; 4 – «холодный» каркас турбины; 5 – турбина; 6 – тонкостенная диафрагма; 9, 10 – шарикоподшипники; 11 – торцовое уплотнение

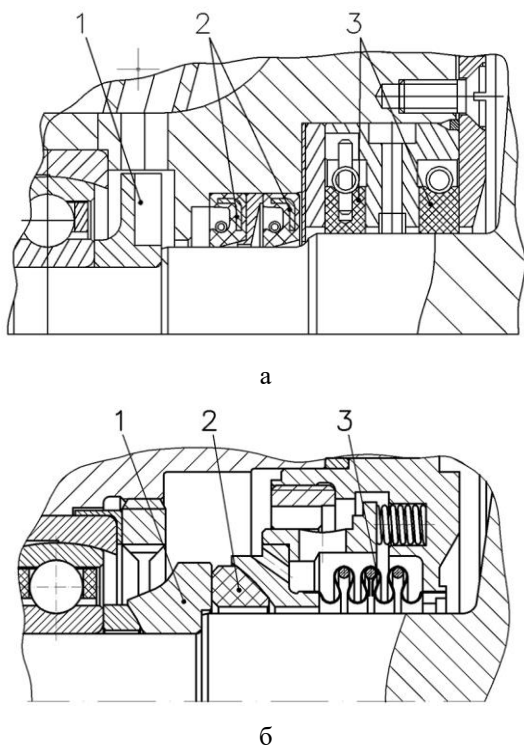


Рис. 4. Сравнение уплотнений по валу между насосом окислителя и турбиной двигателей РД856 и РД858:  
 а – двигатель РД856: 1 – импеллер; 2 – манжета; 3 – графитовое кольцо;  
 б – двигатель РД858: 1 – опорная втулка; 2 – графитовое кольцо; 3 – сильфон

### Впервые в отрасли

Среди ТНА, разработанных в КБ-4, ТНА двигателя РД857 и его модификации РД862 занимает особое место. В двигателе впервые в отрасли и мировой практике была применена схема с дожиганием восстановительного генераторного газа. Конструкция двигателя на сегодняшний день не имеет аналогов не только в практике КБ-4, но и среди известных разработок других организаций. Отработка двигателя потребовала колоссальных усилий со стороны КБ как непосредственного разработчика, а также активной кооперации с другими предприятиями бывшего СССР. С позиций сегодняшнего дня темпы разработки вариантов конструкций, изготовления и проведения всех видов испытаний, количество изготовленной материальной части и проведенных испытаний кажутся фантастическими. Конструкция ТНА представлена на рис. 5.

Рабочее колесо турбины изготавливали из жаропрочной поковки, проточная часть –

методом радиальной электроэрозионной обработки. Бандаж диска припаивали высокотемпературным припоем. Несколько сквозных прорезей в бандаже позволили увеличить его ресурс. Статор турбины, сопловой аппарат и корпус насоса горючего соединялись сваркой. Для защиты упорного шарикоподшипника, расположенного вблизи диска турбины, от температурных деформаций корпуса насоса применен шарикоподшипник со сферической поверхностью на наружной обойме, расположенный в сферическом кольце.

К двигателю были предъявлены жесткие требования в части экономичности, поэтому даже малые утечки из полости насоса в полость турбины, традиционные для двигателей с дожиганием, были исключены за счет применения комбинированного динамического уплотнения, состоящего из трех импеллеров – двух радиальных и одного лабиринтно-вихревого, расположенного между ними. Разработка такого уплотнения позволила улучшить энергетические характеристики ТНА и избежать подсоса газа турбины в полость насоса горючего.

Другим уникальным двигателем, разработанным в КБ-4, стал двигатель космического буксира РД866. Двигатель предназначен для создания на участке разведения космических аппаратов тяги и управляющих усилий, различных по величине и направлению.

Двигатель – многофункциональный, нерегулируемый, без дожигания генераторного газа, с многократным включением. Работал по комбинированной схеме – вытеснительная и насосная подачи компонентов топлива к потребителям.

Централизованный источник питания двигателя состоял из двух ТНА с газогенераторами и двух гидроаккумуляторов. ТНА окислителя и горючего работали независимо друг от друга. Конструкции ТНА окислителя и горючего аналогичны. На рис. 6 представлен ТНА окислителя.

Особенностью функционирования двигателя являлось периодическое включение ТНА при опорожнении соответствующего гидроаккумулятора.

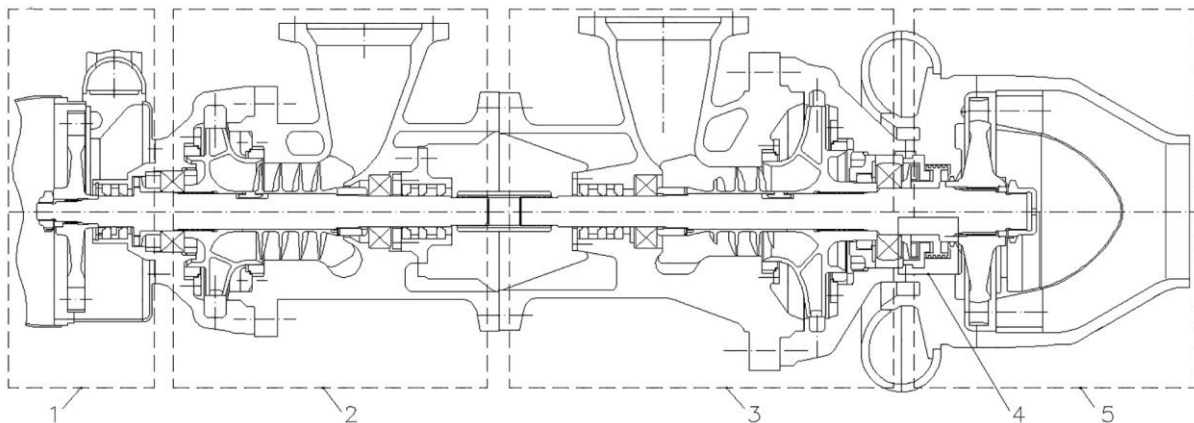


Рис. 5. Турбонасосный агрегат ЖРД РД862:  
1 – пусковая турбина; 2 – насос окислителя; 3 – насос горючего;  
4 – лабиринтно-вихревое уплотнение; 5 – турбина

Таким образом, ТНА работали в циклическом режиме – до 360 включений в течение штатного времени работы двигателя с интервалами времени между включениями от 1,2 до 23 с.

Для обеспечения функционирования столь оригинальной схемы двигателя необходимы были турбонасосы с временем выхода на номинальный режим 0,25...0,5 с. И эта задача была выполнена за счет сокращения до минимума массы роторов, что, в свою очередь, повлекло за собой увеличение оборотов ротора до 70 000 об/мин.

Столь высокие обороты ТНА были реализованы впервые в отрасли. Высокие обороты и многократные включения ТНА потребовали реализации комплекса мер по

обеспечению работоспособности подшипников.

Были оптимизированы нагрузки на подшипники, отработаны режимы охлаждения, в конструкцию агрегатов введены специальные пружины, выбирающие зазоры в подшипниках и обеспечивающие их предварительное осевое нагружение.

Другой проблемой, решенной в ходе отработки ТНА, была отработка уплотнений. Прежде всего это относится к агрегату окислителя, в котором турбина работала на горячем газе с избытком горючего. Было создано надежное малогабаритное торцовое уплотнение. В ходе его отработки была освоена технология пайки графита со сталью, технология изготовления сварного мембранного силфона.

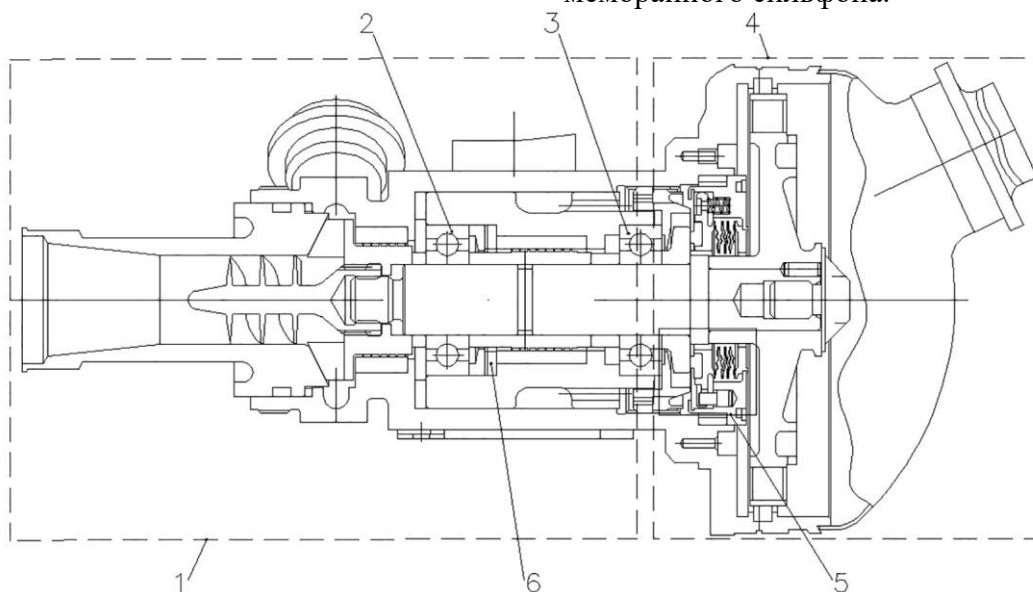


Рис. 6. Турбонасосный агрегат окислителя ЖРД РД866:  
1 – насос; 2, 3 – шарикоподшипники; 4 – турбина; 5 – торцовое уплотнение; 6 – пружина осевого нагружения

Другой проблемой, решенной в ходе отработки ТНА, была отработка уплотнений. Прежде всего это относится к агрегату окислителя, в котором турбина работала на горячем газе с избытком горючего. Было создано надежное малогабаритное торцовое уплотнение. В ходе его отработки была освоена технология пайки графита со сталью, технология изготовления сварного мембранного силфона.

### Самый востребованный

Следующим этапом в развитии конструкторского бюро стала разработка ТНА на низкокипящих компонентах топлива. Созданный в итоге рулевой двигатель РД8 для второй ступени ракеты-носителя «Зенит» стал самым востребованным на рынке. Для КБ это был первый двигатель на низкокипящих компонентах топлива. Двигатель выполнен по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа на компонентах топлива: жидком кислороде и керосине.

Конструкция ТНА представлена на рис. 7.

При отработке ТНА наибольшие проблемы были в связи с возгоранием насоса окислителя. Было шесть случаев возгорания, причина которого полностью установлена и экспериментально подтверждена. Возгорание насоса окислителя происходило из-за трения плавающего кольца о бурт центробежного колеса, в результате чего поверхности трения разогревались до температуры возгорания металла в кислородной среде. Следует отметить, что в те годы (семидесятые – восьмидесятые) все двигательные фирмы в той или иной степени столкнулись с проблемой возгорания насосов жидкого кислорода.

Устранить случаи возгорания удалось путем увеличения диаметрального зазора в уплотнениях с плавающим кольцом (при этом КПД насоса уменьшился с 60 до 54 %) и за счет исключения внешних силовых воздействий на ТНА.

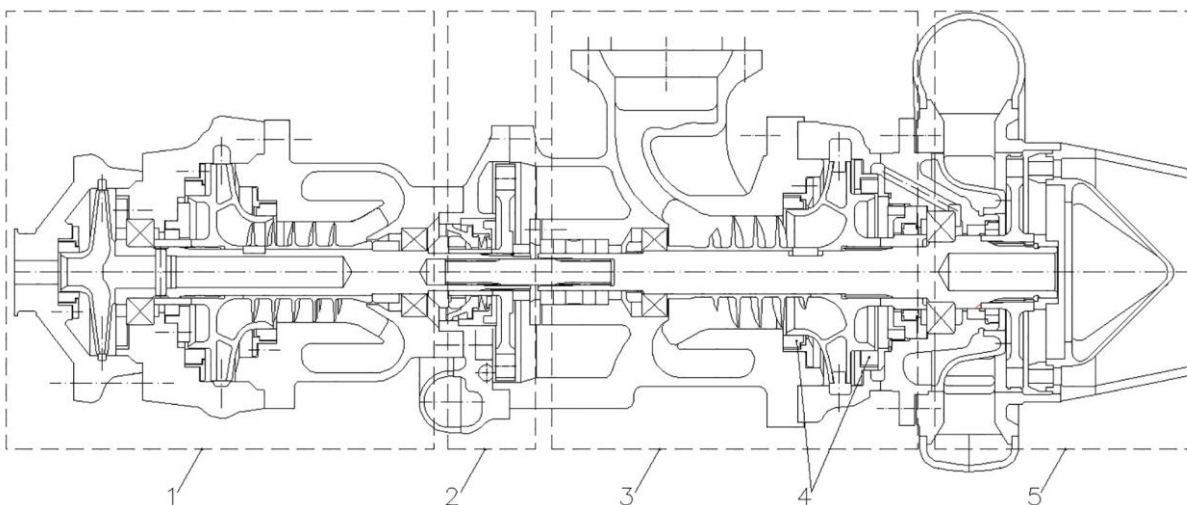


Рис. 7. Турбонасосный агрегат ЖРД РД8:

1 – насос горючего; 2 – пусковая турбина; 3 – насос окислителя; 4 – плавающее кольцо; 5 – турбина

### В настоящее время

В КБ-4 завершается отработка маршевого двигателя третьей ступени РН «Циклон-4» РД861К, который планируется использовать и в составе РН «Циклон-4М». Двигатель многократного включения в полете. Конструкторская отработка завершена, двигатель находится на этапе испытаний в составе ступени. Прототипом двигателя РД861К был двигатель РД861, однако ввиду

высоких требований к энергомассовым характеристикам ТНА и ресурсу прототип был существенно изменен. Гарантированный ресурс нового двигателя составляет 481с против 120 с у двигателя-прототипа. Двигатель выполнен по открытой схеме со вдувом генераторного газа в закритическую часть сопла.

Конструкция ТНА двигателя представлена на рис. 8.

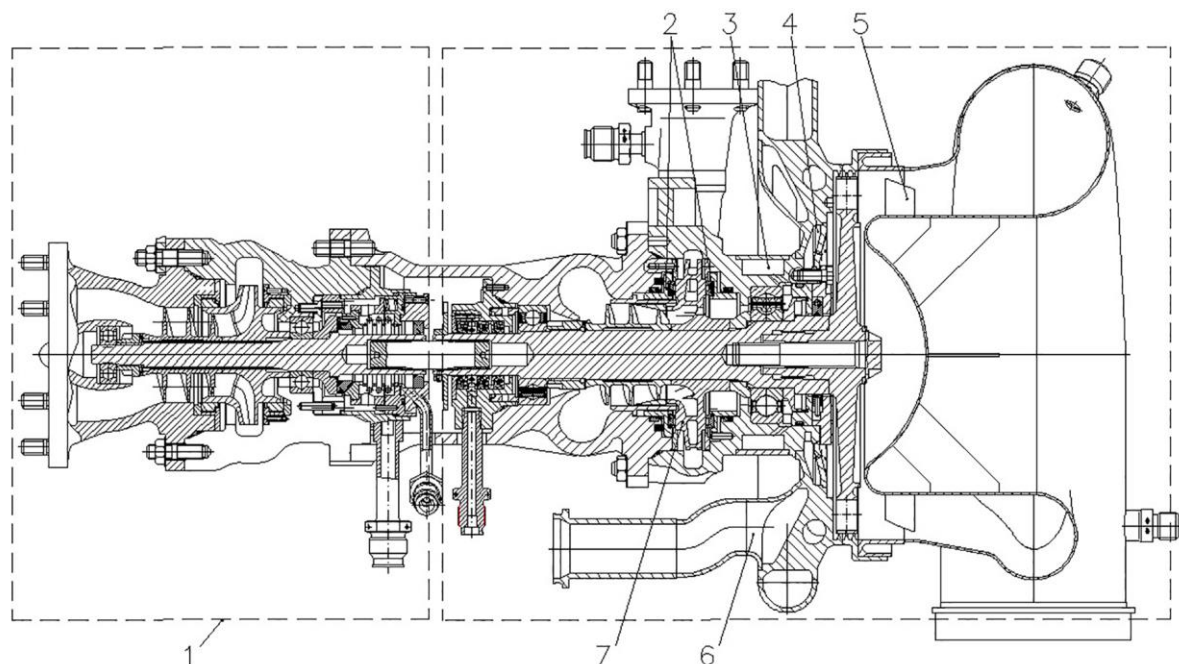


Рис. 8. Турбонасосный агрегат ЖРД РД861К:  
1 – насос окислителя; 2 – торцовое гидродинамическое уплотнение; 3 – коллектор охлаждения подшипника; 4 – коллектор охлаждения турбины; 5 – выхлопной коллектор турбины;  
6 – коллектор подвода пускового газа; 7 – крыльчатка

Наибольших изменений относительно прототипа претерпел насос горючего с турбиной. Статор турбины оригинальной конструкции имеет два коллектора подвода газа – для основных сопел, работающих на режиме, и сопел, предназначенных для запуска ТНА гелием. Для обеспечения многократности запуска двигателя и сохранения его характеристик осуществляется охлаждение турбины после останова.

Для обеспечения высоких энергетических характеристик в насосе горючего вместо традиционных щелевых уплотнений с плавающими кольцами по буртам крыльчаток применены гидродинамические торцовые уплотнения, полностью устраняющие паразитные утечки горючего. Торцовые уплотнения по буртам крыльчаток разработаны впервые в практике ЖРД. Уплотнение работает при перепаде давлений  $120 \text{ кгс/см}^2$  и окружной скорости по поверхности трения  $\approx 130 \text{ м/с}$ .

При отработке ТНА двигателя РД861К основной была проблема повышенного износа упорного шарикоподшипника насоса горючего. Повышенный износ подшипника был обусловлен сочетанием ряда факторов, среди которых деформация посадочной поверхности подшипника из-за температурных деформаций статора турбины, быст-

рый набор оборотов ТНА иногда с забросом оборотов выше номинальных, высокие обороты ротора. Проблему решили благодаря комплексу мероприятий, среди которых выполнение прорезей в статоре, исключая передачу деформаций на посадочную поверхность шарикоподшипника. Кроме того, был заменен подшипник с трехточечным контактом на подшипник с двухточечным контактом. Применили специальную прорезную пружину для создания осевого усилия предварительного нагружения и исключения проскальзывания шариков при запуске.

Для повышения КПД турбины применен спиральный выхлопной коллектор, равномерно распределяющий давление газа за турбиной.

После реализации всех мероприятий наработанное количество включений на одном экземпляре без переборки двигателя составило 20 включений с суммарной продолжительностью 1600 с.

Кроме представленных ТНА, разработанных в КБ-4 в разные годы по государственным заказам СССР и Украины, был разработан ряд ТНА по коммерческим заказам, поступившим от стран дальнего зарубежья, которые серийно изготавливаются и успешно работают.



## Выводы

В КБ-4 за годы его существования были созданы надежные ТНА для ЖРД различного назначения, как для ЖРД с большой тягой, так и для рулевых двигателей. Научные исследования, проведенные за этот период в ракетно-космической отрасли, позволили решить многие проблемы, которые появлялись при отработке ТНА.

Конструкторы КБ-4 готовы к созданию надежных ТНА ЖРД любого назначения. Имеющиеся знания позволят многократно уменьшить затраты времени и средств на создание ТНА для ЖРД.

## Список использованной литературы

1. Пат. 1021816 А, СССР, МПК F04D1/00, F04D29/04. Центробежный насос /Иванов Я. Н., Стебловцев А. А.; заявитель и патентообладатель конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля. – № 3313928/25-06; заявл. 06.07.1983, опубл. 07.06.1984.
2. Пат. 73783, Украина, МПК F04D29/66. Шнекоцентробежный насос /Иванов Я. Н., Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Дрозд В. А.; заявитель и патентообладатель конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля. – № 2003021144; заявл. 07.02.2003, опубл. 15.09.2005.
3. Пат. 61082, Украина, МПК F16J15/34. Торцовое уплотнение /Иванов Я. Н., Четверикова И. М.; заявитель и патентообладатель конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля. – № 990311536; заявл. 19.03.1999, опубл. 17.11.2003.
4. Пат. 48248, Украина, МПК F16J15/54, F04D29/10. Торцовое уплотнение высокооборотного вала /Иванов Я.Н., Стебловцев А. А., Геймбергер Ю. А., Передаренко В. М.; заявитель и патентообладатель конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля. – № 99031442; заявл. 16.03.1999, опубл. 15.08.2002.
5. Пат. 84023, Украина, МПК F04D1/00. Насос центробежный /Иванов Я. Н., Ивченко Л. Ф., Дешевых С. А., Данькевич Д. С.; заявитель и патентообладатель конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля. – № а200601399; заявл. 13.02.2006, опубл. 10.09.2008.

Статья поступила 14.08.2018