

УДК 621.454.2.043

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771332017119193>

Г. В. Назаренко¹, *инженер-конструктор I категории,*

П. П. Филиппенко², *начальник группы,*

С. А. Дешевых³, *начальник сектора*

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ
ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАСОСА ОКИСЛИТЕЛЯ
ДВИГАТЕЛЯ РД861К ОТ ЕГО КОНСТРУКТИВНЫХ
ОСОБЕННОСТЕЙ**

En

Liquid propellant rocket engines (LRE) with a pump feed system without after-burning of the generating gas (Merlin D1, F-1, etc.) were widely used in modern rocket technology. These engines are distinguished by their simple design and low cost of development.

¹ Государственное предприятие «КБ «Южное» имени М. К. Янгеля

² Государственное предприятие «КБ «Южное» имени М. К. Янгеля

³ Государственное предприятие «КБ «Южное» имени М. К. Янгеля

Providing a high impulse of specific thrust is an important task for modern LRE. Specific impulse of thrust in the liquid rocket engine without afterburning of the generator gas depends on the amount of working medium entering the turbine. The smaller the working medium enters the turbine, the higher the specific thrust impulse is. The turbine applies pumps. The magnitude of the required turbine power depends on the efficiency of the pumps. According to the foregoing facts, the specific impulse of the thrust of LRE without afterburning the generator gas is significantly affected by the efficiency of the pumps.

The aim of the work is to determine the influence of the design features on the energy characteristics of the RD861K oxidizer pump.

The oxidizer pump of the RD861K engine has the following design features in comparison with its predecessor, the RD861 engine:

1. The lubrication and cooling schemes of axial and non-axial bearings are changed;
2. The radial clearances and the diameters of the slit seals are reduced;
3. The flow part of the pump has been redesigned;

Instantiation of the above design features allows:

- to increase disk efficiency by 0.5 % and volumetric efficiency by 5.3%;
- to increase the average efficiency from 63.22% to 67.1%.

Уа

Стаття присвячується експериментальному дослідженню залежності енергетичних характеристик насоса окислювача двигуна РД861К від особливостей його конструкції. В ній наведено аналіз експериментальних даних отриманих у ході конструкторського відпрацювання насоса окислювача двигуна РД861К.

Введение

В современной ракетной технике широкое распространение получили жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) [1] с насосной системой подачи [4] без дожигания генераторного газа (*Merlin D1, F-1, J-2, LE-5, РД119* и др.). Эти двигатели отличаются:

- простотой конструкции;
- малой стоимостью разработки и отработки [2];
- возможностью автономной отработки каждого узла и агрегата двигателя;
- обладают более высокой надежностью, чем ЖРД замкнутой схемы.

Основным недостатком схемы ЖРД без дожигания генераторного газа является более низкий удельный импульс тяги по сравнению со схемой ЖРД с дожиганием генераторного газа.

Обеспечение высокого импульса удельной тяги является важнейшей задачей для современных ЖРД. Одним из факторов, влияющих на удельный импульс тяги ЖРД без дожигания генераторного газа является количество рабочего тела, поступающего на турбину. Чем меньше рабочего тела поступает на турбину, тем выше показания удельного импульса тяги. Турбина является приводом насосов [6]. От величины КПД насосов зависит величина необходимой мощности турбины:

$$N_T = N_{\text{НОК}} + N_{\text{НГ}} [3]$$

где N_T – мощность турбины; $N_{\text{НГ}}$ – мощность насоса горючего.

$$N_{\text{НОК}} = \frac{H_{\text{ОК}} \cdot \dot{m}_{\text{ОК}}}{\eta_{\text{ОК}}}, [3]$$

$$N_{\text{НГ}} = \frac{H_{\text{Г}} \cdot \dot{m}_{\text{Г}}}{\eta_{\text{Г}}}, [3]$$

где $\eta_{\text{ОК}}$ – КПД насоса окислителя;

$\dot{m}_{\text{ОК}}$ – массовый расход окислителя через насос;

$H_{\text{ОК}}$ – напор насоса окислителя;

$\eta_{\text{Г}}$ – КПД насоса горючего;

$\dot{m}_{\text{Г}}$ – массовый расход горючего через насос;

$H_{\text{ОК}}$ – напор насоса горючего.

Из вышеизложенного следует, что на удельный импульс тяги ЖРД без дожигания генераторного газа влияет КПД насосов [7].

Постановка задачи

При разработке двигателя РД861К было принято решение максимально заимствовать технические решения, подтвержденные в составе насоса окислителя двигателя РД861. Данное решение позволяет существенно сократить время и материальные затраты при отработке нового двигателя. К насосу окислителя двигателя РД861К предъявляются высокие требования по энергетическому совершенству. КПД насоса окислителя двигателя РД861К должен быть на 5 % выше, чем у насоса окислителя двигателя РД861.

Для повышения КПД насоса окислителя двигателя РД861К в его конструкцию потребовалось внести ряд конструктивных изменений по сравнению с насосом окислителя двигателя РД861.

Результаты исследования

На начальном этапе исследования был проведен анализ энергетических характеристик, полученных в результате гидравлических испытаний семи насосов окислителя двигателя РД861 (рис. 1 и рис. 2).

Анализируя характеристики, представленные на рис. 1, рис. 2 и рис. 3 можно говорить о том, что параметры в контрольных точках для насосов окислителя двигателей РД861 и РД861К не совпадают.

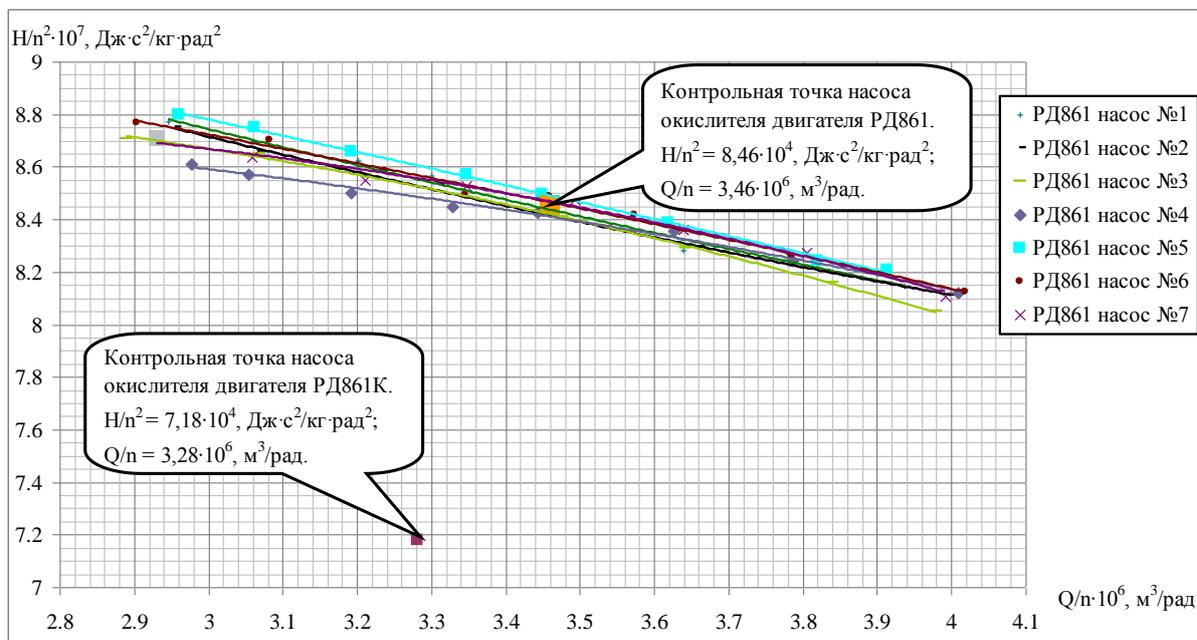


Рис. 1. Зависимость напора, приведенного к квадрату частоты вращения ротора насоса от объемного расхода, приведенного к частоте вращения ротора насоса, для насоса окислителя двигателя РД861

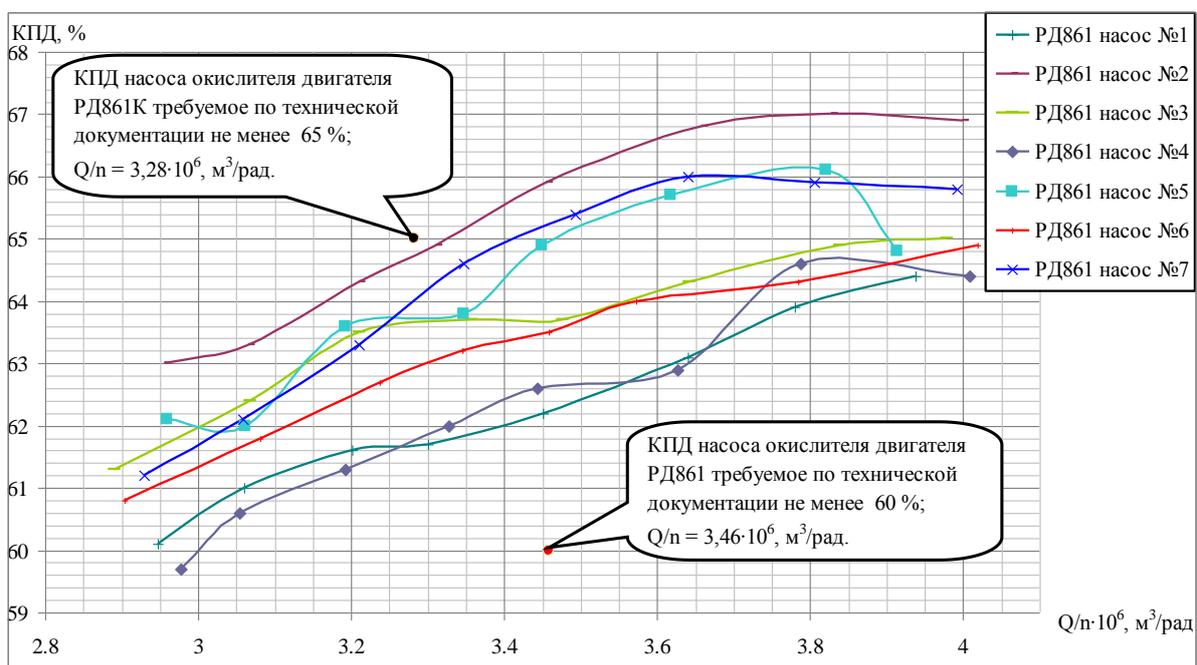


Рис. 2. Зависимость КПД от объемного расхода, приведенного к частоте вращения ротора насоса, для насоса окислителя двигателя РД861

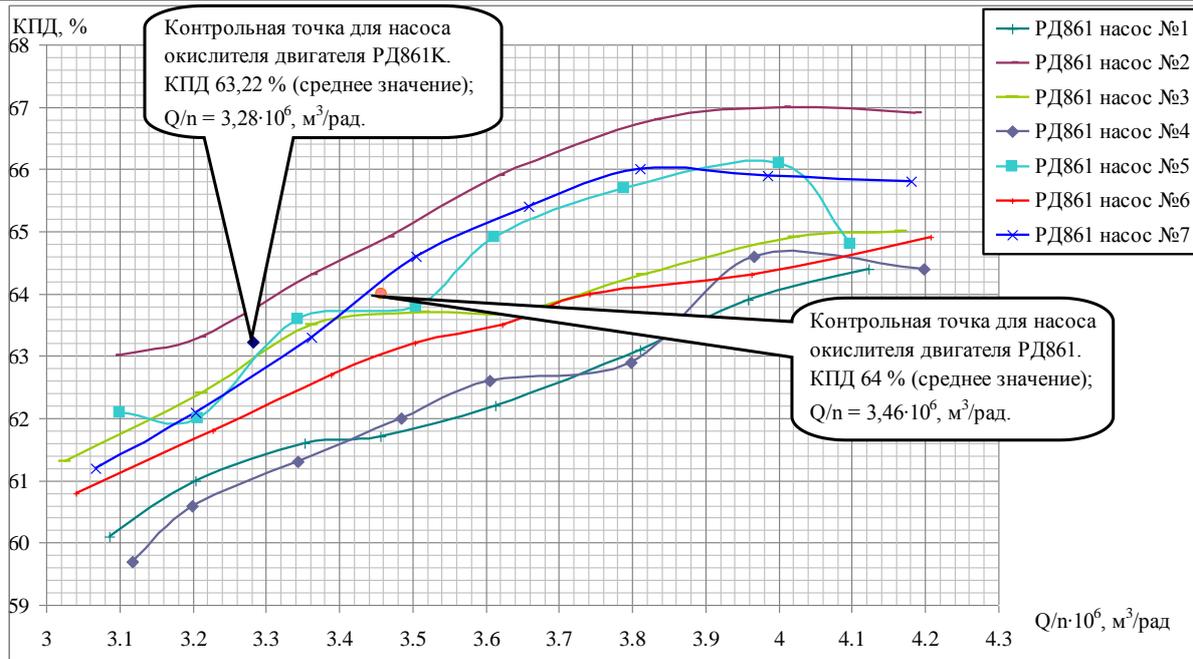


Рис. 3. Зависимость КПД от объемного расхода, приведенного к частоте вращения ротора насоса, для насоса окислителя двигателя РД861

Отсюда следует вывод, что использовать без изменений материальную часть насоса окислителя двигателя РД861 для обеспечения режима насоса окислителя двигателя РД861К и при этом получить требуемое технической документацией значение напора и КПД, невозможно. Сравнение контрольных точек насосов окислителя двигателей РД861 и РД861К приведено в табл. 1.

Таблица 1.

Сравнение контрольных точек насосов окислителя двигателей РД861 и РД861К

Параметр	Насос окислителя двигателя	
	РД861	РД861К
Напор, приведенный к квадрату оборотов, [Дж·с ² /кг·рад ²]	$8,46 \cdot 10^4$	$7,18 \cdot 10^4$
КПД, – требуемый по конструкторской документации, %	60	65
– среднее значение, полученное в результате испытаний, %	63,22	–
Расход, приведенный к оборотам, [м ³ /рад]	$3,46 \cdot 10^6$	$3,28 \cdot 10^6$

При разработке насоса окислителя двигателя РД861К было принято решение максимально заимствовать технические решения, подтвержден-

ные в ходе многолетней безаварийной эксплуатации насоса окислителя в составе двигателя РД861. Данное решение позволяет существенно сократить время и материальные затраты при отработке нового двигателя.

Однако для обеспечения требуемого значения напора и КПД в конструкцию разрабатываемого насоса были внесены изменения, которые позволили получить требуемое технической документацией значение напора и КПД (рис. 4 и рис. 5).

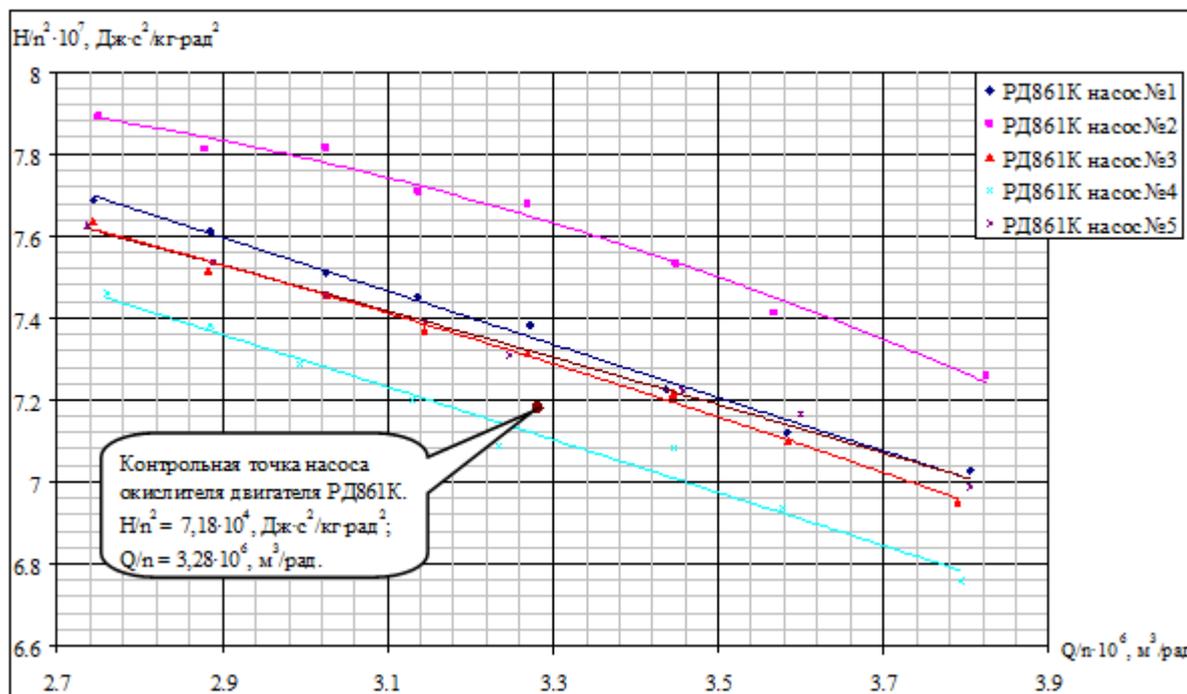


Рис. 4. Зависимость напора, приведенного к квадрату частоты вращения ротора насоса от объемного расхода, приведенного к частоте вращения ротора насоса, для насоса окислителя двигателя РД861К

Конструкции насосов приведены на рис. 6 и рис. 7.

Все конструктивные изменения, которые позволили получить среднее значение КПД $\sim 67,1\%$, приведены ниже:

1. Изменена схема смазки и охлаждения неупорного подшипника (рис. 8)
2. Изменена схема смазки и охлаждения упорного подшипника (рис. 9)
3. Уменьшены зазоры между буртами центробежного колеса и щелевыми уплотнениями на 25%.
4. Уменьшены диаметры расположения щелевых уплотнений по буртам центробежного колеса на 10%.
5. Применен шнек переменного шага.
6. Заужен вход в центробежное колесо на 11%.
7. Исключены пропускные отверстия в ведущем диске центробежного колеса.
8. Уменьшен наружный диаметр центробежного колеса на 10%.

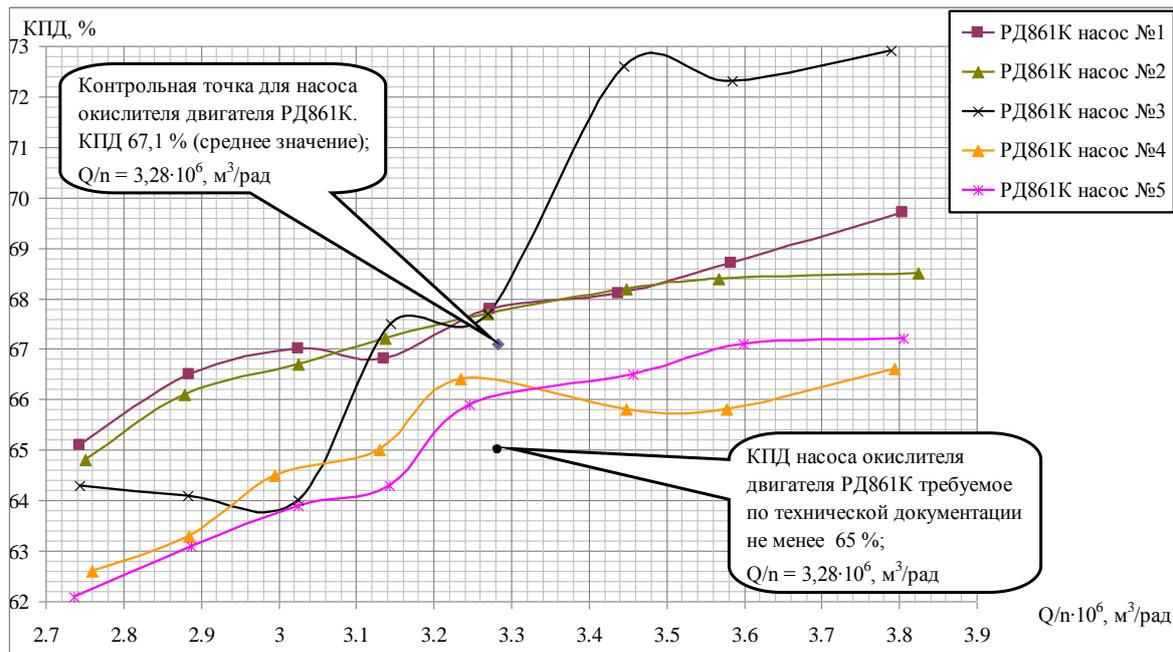


Рис. 5. Зависимость КПД от объемного расхода, приведенного к частоте вращения ротора насоса, для насоса окислителя двигателя РД861К

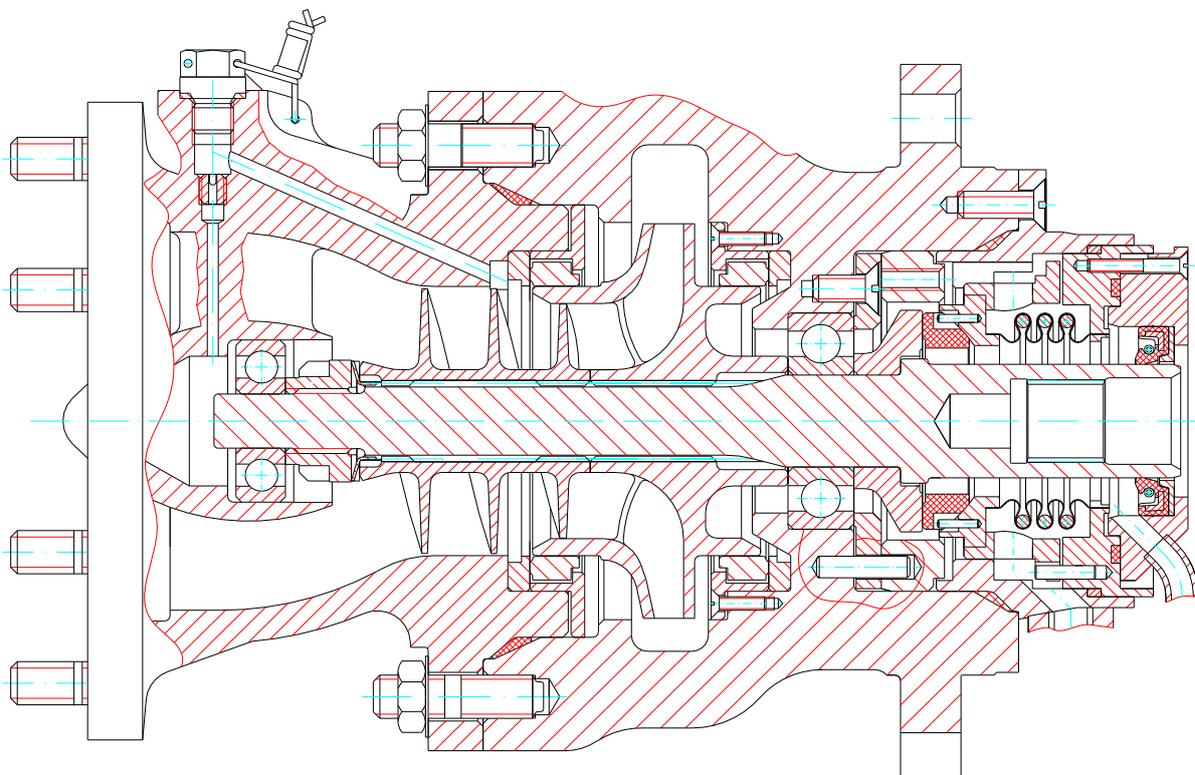


Рис. 6. Конструкция насоса окислителя двигателя РД861К

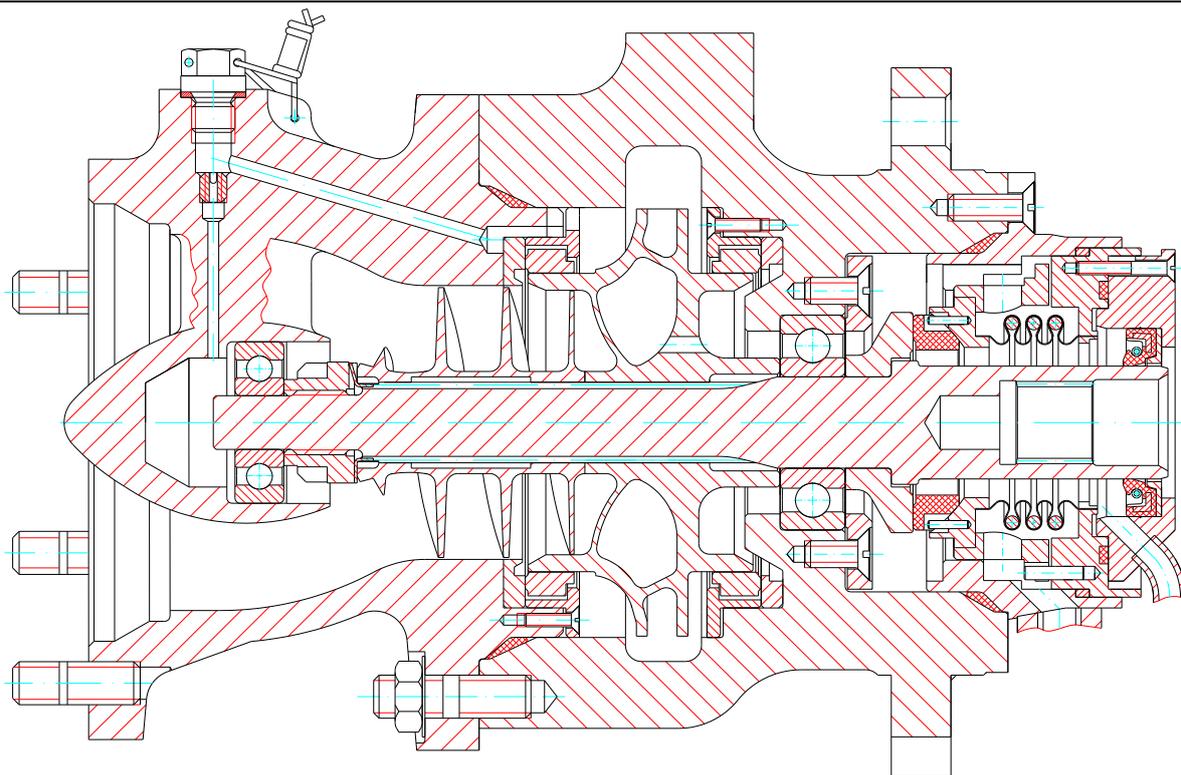
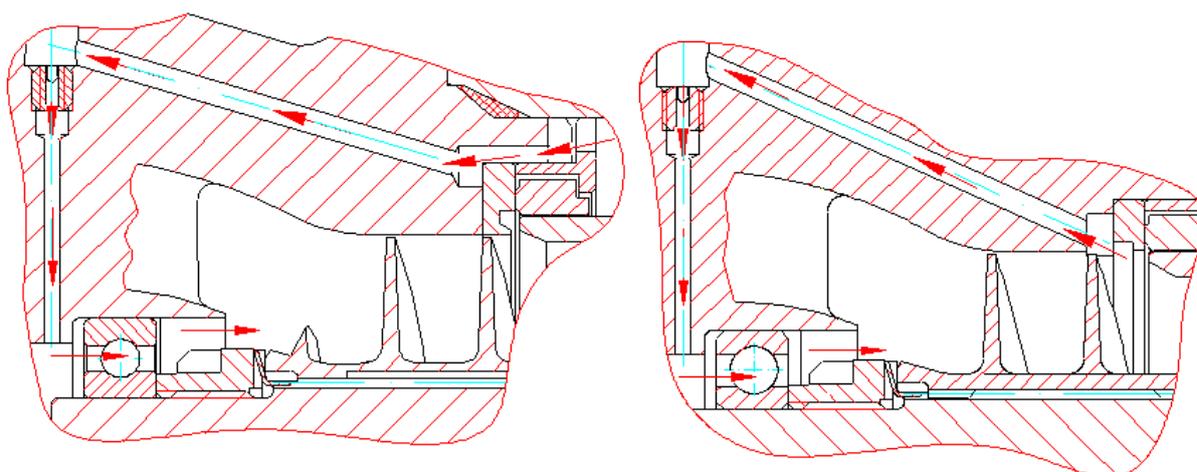


Рис. 7. Конструкция насоса окислителя двигателя РД861

9. Увеличено число лопаток центробежного колеса с 5 на 12.
10. Уменьшена толщина лопаток центробежного колеса:
 - на входе в 3 раза
 - на выходе в 2 раза.
11. Уменьшен диаметр делительной окружности спирального сборника на 8,5%.



а)

б)

Рис. 8. Схема охлаждения и смазки неупорного подшипника:

а) – исходная конструкция, б) – измененная конструкция

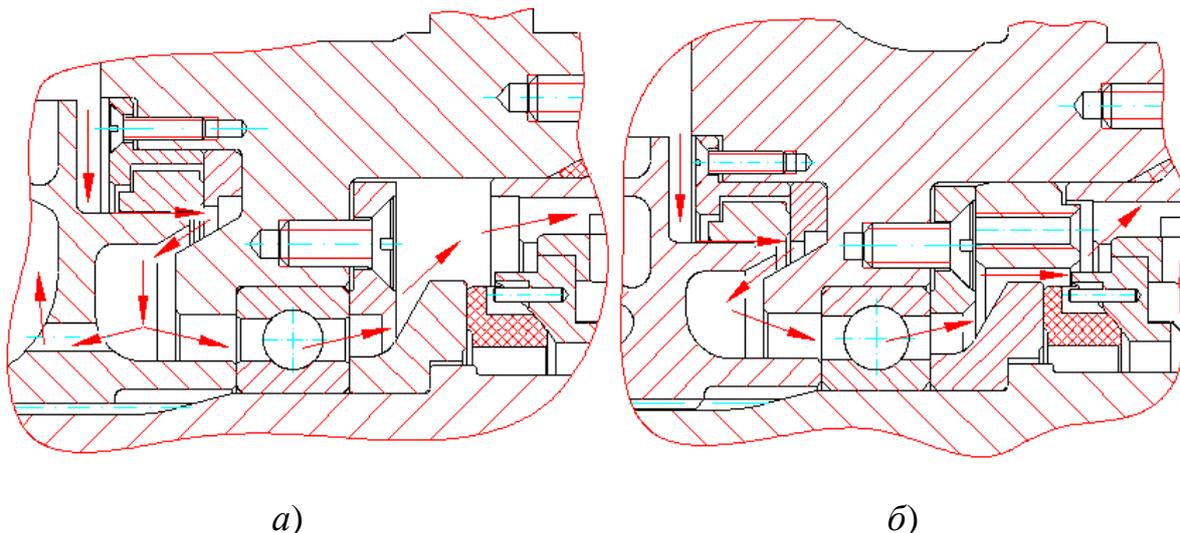


Рис. 9. Схема охлаждения и смазки упорного подшипника:

а) – исходная конструкция, б) – измененная конструкция

Изменение, указанное в п.6 ухудшает кавитационные характеристики насоса, а применение шнека переменного шага позволяет скомпенсировать этот недостаток и обеспечить высокие антикавитационные свойства насоса. [4]

Увеличение числа лопаток центробежного колеса позволило повысить коэффициент влияния конечного числа лопаток, что в свою очередь привело к увеличению коэффициента теоретического напора насоса [4].

Выводы

1. Конструктивные изменения, указанные в п. п. 1...4 позволили повысить объемный КПД на 5,2 %.
2. Несмотря на увеличение относительного диаметра центробежного колеса, конструктивные изменения, указанные в п. п. 5...11 позволили сохранить гидравлический КПД практически на том же уровне, что и у насоса предшественника.
3. Конструктивное изменение, указанное в п. 8 повысило дисковый КПД насоса на ~ 0,6 %.
4. Все приведенные выше конструктивные изменения позволили увеличить средний КПД с 63,22 % (насос окислителя двигателя РД861) до 67,1 % (насос окислителя двигателя РД861К), что позволяет экономить ~ 11,3 кг топлива третьей ступени при максимальном времени работы двигателя РД861К.

Список использованной литературы

1. Пат. 6205770 США F02K9/97, F02K9/56, F02K9/72, F02K9/64, F02K9/50, F02K9/66, F02K9/60, F02K9/48, F02K9/52, F02K9/62 Rocket engine / Gregg G. Williams, (США), Gregg G. Williams., Inc. - US6205770 B1; Заявл. 10.03.2000; Оpubл. 27.03.2001.
2. *Wood V.* Propulsion for the 21st century – RS-68. 38th Joint Liquid Propulsion Conference 2002 Indianapolis, Indiana /P 14.
3. *Овсяников В. Б.* Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей / В. Б. Овсяников, Б. И. Боровский – М. Машиностроение, 1986. – 376 с.
4. *Боровский Б. И.* Энергетические параметры и характеристики высокооборотных лопастных насосов / Б. И. Боровский – М. Машиностроение, 1989. – 181 с.
5. Пат. 6505463 США [F02K9/48](#) Pre-burner operating method for rocket turbopump / William D. Kruse, Thomas J. Mueller, John J. Weede (США), Trw, Inc. - US 6505463 B2; Заявл. 17.01.2001; Оpubл. 14.01.2003.
6. Пат. 7784268 США F02K9/00 Partial superheat cycle for operating a pump in a rocket system / Jeffrey K. Greason, Daniel L. DeLong, Douglas B. Jones (США), Xcor Aerospace, Inc. - US7784268 B1; Заявл. 4.08.2006; Оpubл. 31.0.2010.
7. Пат. 6640536 США F02K9/50, F02K9/48, F02K9/46, F02K9/72, F02K9/56 Hybrid rocket motor using a turbopump to pressurize a liquid propellant constituent / Korey R. Kline, Kevin W. Smith, Eric E. Schmidt, Thomas O. Bales (США), Hy Pat Corporation, Inc. - US6640536 B2; Заявл. 22.01.2002; Оpubл. 4.11.2003.