

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАБОТЫ ТУРБОНАСОСНОГО АГРЕГАТА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ УСТАНОВКЕ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО БУСТЕРНОГО НАСОСНОГО АГРЕГАТА\*

В.С. Ивашин

ivashin-ryo@yandex.ru

SPIN-код: 9338-5439

Ю.В. Анищенко

anishchenko@y@mail.ru

SPIN-код: 7512-5117

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

*Выполнен численный расчет и проведен анализ работы турбонасосного агрегата при наличии бустерного насоса. Расчет показал, что установка бустерного насосного агрегата в систему питания жидкостного ракетного двигателя позволяет увеличить угловую скорость вращения вала турбонасосного агрегата в 9,2 раза, что, в свою очередь, способствует уменьшению массы всего турбонасосного агрегата за счет уменьшения наружного диаметра колеса. При этом удастся существенно уменьшить наддув баков и, следовательно, их массу. Бустерный насосный агрегат дает возможность повысить КПД вследствие увеличения коэффициента быстроходности. Однако установка бустерного насоса приводит к усложнению конструкции, снижению надежности и увеличению габаритов всей системы.*

### Ключевые слова

*Турбонасосный агрегат, бустерный насосный агрегат, система подачи, скорость вращения, коэффициент быстроходности, ракетный двигатель*

Поступила в редакцию 10.11.2017

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

---

В современном мире все большее внимание уделяется освоению космического пространства, в связи с этим активно развивается ракетное двигателестроение [1–3]. Решающую роль при использовании ракетной техники играет стоимость выведения на орбиту полезной нагрузки. Эту стоимость можно снизить благодаря применению более совершенных двигателей.

При разработке новых двигателей и их агрегатов, предназначенных для пилотируемых и непилотируемых полетов, в условиях межгосударственной конкуренции в области ракетного двигателестроения важно определить экологические [4] и экономические [5] приоритеты. Одним из важнейших составляющих жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) является система подачи топлива — комплекс агрегатов, главным образом влияющих на параметры двигателя, его

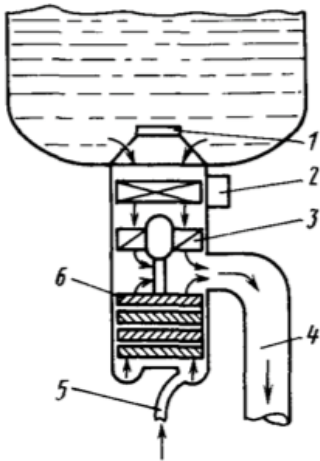
---

\* Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.

энергетические характеристики и стоимость, а следовательно, на стоимость выведения на орбиту всего космического аппарата [6–8].

Как известно, в ЖРД подача компонентов топлива (окислителя и горючего) осуществляется с помощью насосов, приводящихся в движение газовой турбиной. В совокупности насосы с турбиной образуют единый энергетический узел — турбонасосный агрегат (ТНА), являющийся «сердцем» ракетного двигателя. По своим характеристикам и, в частности, по удельной мощности (т. е. мощности, приходящейся на единицу расхода) данные агрегаты среди энергетических машин образуют отдельную группу [9, 10].

Цель данной работы — выявить возможности уменьшения массы конструкции ТНА за счет применения бустерного насосного агрегата (БНА).



**Рис. 1.** Бустерный ТНА, установленный на днище бака:

1 — заборное устройство; 2 — входной клапан; 3 — осевой насос; 4 — выход из БНА; 5 — подвод компонента высокого давления к турбине; 6 — гидротурбина

В настоящее время БНА достаточно широко используют при проектировании ЖРД. Однако для каждого двигателя в зависимости от его исходных данных результаты экономии массы будут различными, а следовательно, эффективность и необходимость применения ТНА также будут зависеть от типа двигателя.

**Бустерный насосный агрегат.** Давление в баках, необходимое для непрерывной работы шнекоцентробежного насоса, часто недопустимо велико, поэтому требуется заметное увеличение толщины стенок и массы баков. Для решения этой проблемы после баков устанавливают отдельные подкачивающие БНА, непосредственно на днище бака (рис. 1) и на входе в основной ТНА (рис. 2). Кроме того, БНА применяют для повышения антикавитационных качеств системы питания ЖРД. Бустерные насосы создают повышенное давление до 1,5...3,0 МПа на входе в основной ТНА.

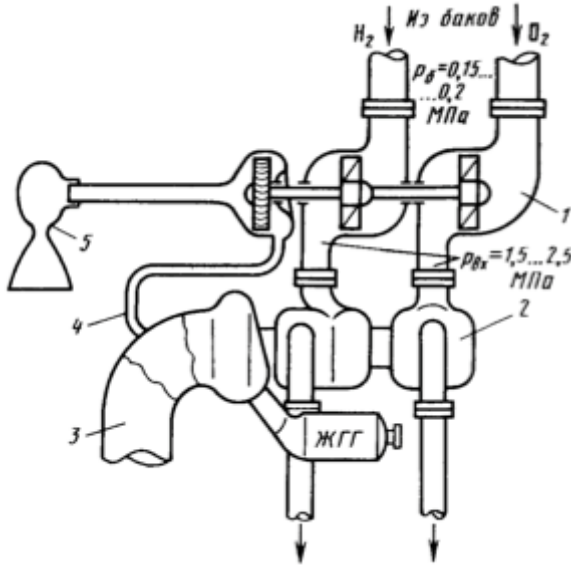
При таком давлении условия бескавитационной работы основного насоса значительно улучшаются, что позволяет существенно увеличить скорость потока, уменьшая сечения подводящих трубопроводов и повышая частоту вращения крыльчатки [11].

**Результаты сравнительного анализа.** Сравнительный анализ проведен путем сопоставления конечных характеристик основного ТНА при заданном расходе и напоре (нижний индекс 1 обозначает параметры, относящиеся к расчетам с учетом БНА, индекс 2 — без учета БНА). В качестве компонента был выбран жидкий кислород.

В качестве исходных данных примем [12] следующие параметры:

Объемный расход  $\dot{V}$ , м<sup>3</sup>/с ..... 1  
Напор  $H$ , Дж/кг ..... 10 000

Температура кипения жидкого кислорода,  $t_{\text{кип}}$ , °C ..... -182,96  
 Плотность компонента  $\rho$ , кг/м<sup>3</sup> ..... 1 141



**Рис. 2.** Бустерный ТНА, установленный перед входом в основной ТНА:

1 — БНА; 2 — основной ТНА; 3 — жидкостный газогенератор; 4 — газовод отработанного генераторного газа в смесительную головку камеры; 5 — отбор генераторного газа на привод БНА; 6 — рулевое сопло «крена»;  $p_g$  — давление в баке;  $p_{вх}$  — давление на входе

Давление входа в основной ТНА с бустерным насосным агрегатом  $p_{вх1} = 1,0$  МПа. Давление входа в основной ТНА без бустерного насосного агрегата  $p_{вх2} = 0,25$  МПа. Угловая скорость вращения вала насоса

$$\omega_{\text{max}} = \frac{C_{\text{срв. max}} (\Delta h_{\text{срв. доп}})^{3/4}}{298\sqrt{\dot{V}}},$$

где  $C_{\text{срв}}$  — срывной кавитационный коэффициент быстроходности;  $\Delta h_{\text{срв. доп}}$  — допускаемый кавитационный запас.

Найдем угловую скорость вращения для ТНА с бустерным насосным агрегатом:

$$\omega_{\text{с БНА}} = \frac{C_{\text{срв. max1}} (\Delta h_{\text{срв. доп1}})^{3/4}}{298\sqrt{\dot{V}}};$$

$$\Delta h_{\text{срв. доп1}} = \Delta h_{\text{вх1}} - \Delta h_{\text{зап}} - \Delta h_{\text{т}} = \frac{p_{\text{вх1}} - p_{\text{п}}}{\rho} - \Delta h_{\text{зап}}.$$

Здесь  $\Delta h_{\text{вх1}}$  — полная располагаемая энергия на входе в насос;  $\Delta h_{\text{зап}}$  — погрешность методики расчета и разброс кавитационных свойств, принимался равным 20 Дж/кг;  $\Delta h_{\text{т}}$  — термодинамическая поправка,  $\Delta h_{\text{т}} = 11$  Дж/кг.

Введем обозначение  $p_{\text{п}}$  — давление упругости пара при температуре  $t_{\text{вх}}$ , которая для криогенных компонентов определяется как  $t_{\text{вх}} = t_{\text{кип}} + 2...5$  °С, тогда

$$t_{\text{вх}} = -182,96 + 2...5 \approx -180 \text{ °С.}$$

При  $t_{\text{вх}} = -180$  °С  $p_{\text{п}} = 0,13$  МПа [12]. В этом случае

$$\Delta h_{\text{срв.доп1}} = \frac{1 \cdot 10^6 - 0,13 \cdot 10^6}{1141} - 20 - 11 = 731 \text{ Дж/кг.}$$

Согласно [11]  $C_{\text{срв.маx1}} = 6000...8000$ . Примем  $C_{\text{срв.маx1}} = 7000$ .

Окончательно угловая скорость вращения насоса с БНА

$$\omega_{\text{с БНА}} = \frac{7000(731)^{3/4}}{298\sqrt{1}} = 3300 \text{ рад/с.}$$

Найдем угловую скорость вращения для ТНА без БНА:

$$\omega_{\text{без БНА}} = \frac{C_{\text{срв.маx2}} (\Delta h_{\text{срв.доп2}})^{3/4}}{298\sqrt{\dot{V}}};$$

$$\Delta h_{\text{срв.доп2}} = \Delta h_{\text{вх2}} - \Delta h_{\text{зап}} - \Delta h_{\text{т}} = \frac{p_{\text{вх2}} - p_{\text{п}}}{\rho} - \Delta h_{\text{зап}};$$

$$\Delta h_{\text{срв.доп2}} = \frac{0,25 \cdot 10^6 - 0,13 \cdot 10^6}{1141} - 20 - 11 = 74 \text{ Дж/кг.}$$

Согласно [11]  $C_{\text{срв.маx2}} = 3500...5000$ . Примем  $C_{\text{срв.маx2}} = 4250$ .

Угловая скорость вращения насоса без БНА

$$\omega_{\text{без БНА}} = \frac{4250(74)^{3/4}}{298\sqrt{1}} = 359 \text{ рад/с.}$$

Сравним полученные значения:

$$\frac{\omega_{\text{с БНА}}}{\omega_{\text{без БНА}}} = \frac{3300}{359} = 9,2.$$

Таким образом,  $\omega_{\text{без БНА}} < \omega_{\text{с БНА}}$ . По условию  $H_{\text{с БНА}} = H_{\text{без БНА}}$  с учетом  $u_2 = 1/2(\omega D_2)$  (где  $u_2$ ,  $D_2$  — окружная скорость вращения колеса насоса и диаметр колеса на выходе) можно заключить, что при уменьшении угловой скорости вала увеличивается наружный диаметр колеса, а следовательно, и масса всего ТНА.

Найдем коэффициент быстроходности для турбонасосного агрегата с БНА и без него:

$$n_{s \text{ с БНА}} = 193,3 \omega_{\text{с БНА}} \frac{\sqrt{\dot{V}}}{H^{3/4}} = 193,3 \cdot 3300 \frac{\sqrt{1}}{10000^{3/4}} = 637,89;$$

$$n_{s \text{ без БНА}} = 193,3 \omega_{\text{без БНА}} \frac{\sqrt{\dot{V}}}{H^{3/4}} = 193,3 \cdot 359 \frac{\sqrt{1}}{10000^{3/4}} = 69,39.$$

Сравним полученные значения:

$$\frac{n_{s \text{ с БНА}}}{n_{s \text{ без БНА}}} = \frac{637,89}{69,39} = 9,2.$$

Таким образом, на основе зависимости КПД от  $n_s$  (рис. 3) можно сделать вывод о том, что установка БНА позволяет повысить КПД основного ТНА.

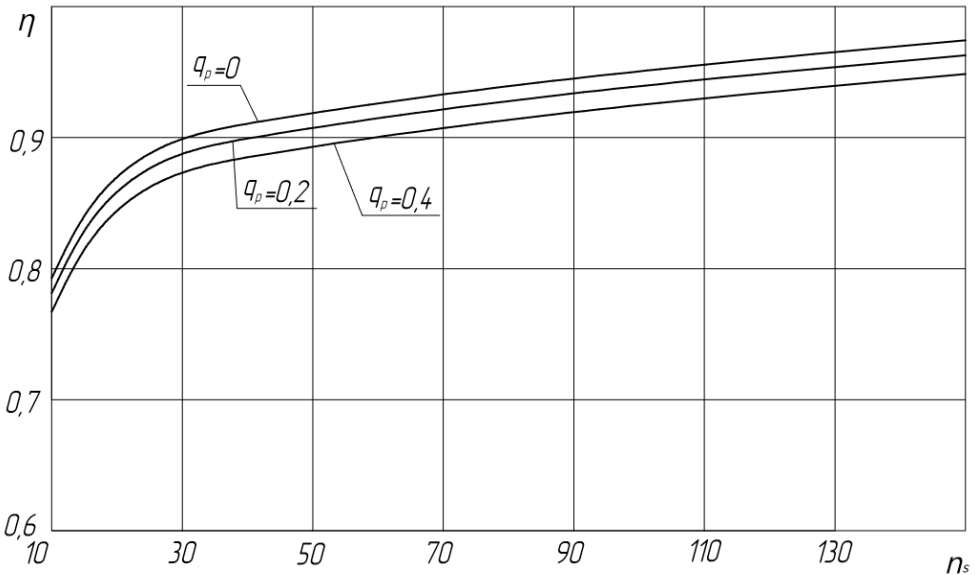


Рис. 3. Зависимость расхода КПД насосов от  $n_s$  ( $q_p$  — расходный параметр)

**Заключение.** На основании проведенного расчета системы подачи можно сделать вывод, что установка бустерного насосного агрегата в систему питания ЖРД позволяет повысить давление на входе в основной турбонасосный агрегат и угловую скорость вала, а значит, уменьшить наружный диаметр колеса, и, как следствие, массу всего ТНА. Однако установка БНА усложняет конструкцию ЖРД и несколько уменьшает надежность всей системы [11].

Отметим, что улучшение определенных характеристик или качеств не всегда приводят к совершенствованию всего аппарата. Следует принимать во внимание все факторы и находить оптимальные решения для уменьшения стоимо-

сти и увеличения безопасности выведения космических аппаратов на орбиту в космическое пространство.

## Литература

- [1] Бельтюкова С.М. Состояние и перспективы развития промышленного региона (на примере Пермского края). *Инновационное развитие экономики: тенденции и перспективы*, 2015, № 1, с. 161–173.
- [2] Парикова Н.В. Перспективное развитие высокотехнологичных секторов экономики в России. *Спрос и предложение на рынке труда и рынке образовательных услуг в регионах России*. Сб. докл. по мат. Десятой Всерос. науч.-практ. интернет-конф. (30–31 окт. 2013 г.). Петрозаводск, Петрозаводский государственный университет, 2013, с. 24–38.
- [3] Ворожейкин В.А., Гулло А.А., Куренкин А.С., Семенова Л.А. Перспективы развития ракетно-космической техники в XXI веке. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*, 2012, № 8, с. 37–38.
- [4] Родченко В.В., Галеев А.Г., Пичужкин П.В., Палешкин А.В., Гусев Е.В. Экологические проблемы эксплуатации ракетно-космических систем. *Альтернативная энергетика и экология*, 2015, № 7 (171), с. 93–107.
- [5] Карпова К.В. Системы управления ракетно-космической промышленностью в зарубежных странах. *Транспортное дело России*, 2013, № 5, с. 249–253.
- [6] Гордеев В.А., Жуков В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Портнов-Соколов Ю.П. Новые технологии построения пневмогидравлических систем подачи топлива в ЖРД. *Датчики и системы*, 2002, № 9, с. 66–73.
- [7] Баньковская И.В., Белоусов И.И., Петров В.И., Ромасенко Е.Н. К проектированию насосной системы подачи топлива в ЖРД многоразового использования. *Труды НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко*, 2005, № 23, с. 204–218.
- [8] Мирошкин В.В. *Повышение эффективности системы подачи топлива кислородно-метанового ЖРД с дожиганием восстановительного генераторного газа: дисс. ... канд. техн. наук*. Москва, 2005, 118 с.
- [9] Иванов В.К., Кашкаров А.М., Ромасенко Е.Н., Толстиков Л.А. Турбонасосные агрегаты ЖРД конструкции НПО «Энергомаш». *Конверсия в машиностроении*, 2006, № 1, с. 15–21.
- [10] Овсянников Б.В., Боровский Б.И. *Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1986, 376 с.
- [11] Гахун Г.Г., Баулин В.И., Володин В.А., Курпатенков В.Д., Краев М.В., Трофимов В.Ф. *Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1989, 424 с.
- [12] Варгафтик Н.Б. *Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей*. Москва, Наука, 1972, 720 с.

**Ивашин Владислав Сергеевич** — студент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Анищенко Юлия Викторовна** — старший лаборант Учебно-научного центра фотонной энергетики, МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

## COMPARATIVE ANALYSIS OF THE OPERATION OF LIQUID-FUEL ROCKET ENGINE PUMP TURBINE IF EQUIPPED WITH THE AUXILIARY BOOSTER PUMP PACKAGE

V.S. Ivashin

ivashin-ryo@yandex.ru

SPIN-код: 9338-5439

Yu.V. Anishchenko

anishchenko@v@mail.ru

SPIN-код: 7512-5117

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

*We have conducted numerical computation and analyzed the operation of the pump turbine equipped with a booster pump. The calculation has shown that the installation of the booster pump package in the fuel feed system of the liquid-fuel rocket engine allows increasing the angular spin rate of the pump turbine shaft in 9,2 times, which, in its turn, serves to reducing the mass of the whole pump turbine due to the reduction of the wheel outside diameter. Therewith, it becomes possible to reduce the tank pressurization and, consequently, their mass significantly. The booster pump package enables increasing the efficiency owing to increasing the pump speed coefficient. However, the installation of the booster pump results in the complication of the structure, the loss in reliability and the increase in the dimensions of the whole system.*

### Keywords

*Pump turbine, booster pump package, fuel feed system, spin rate, pump speed coefficient, rocket engine*

© Bauman Moscow State Technical University, 2017

---

### References

- [1] Bel'tyukova S.M. Sostoyanie i perspektivy razvitiya promyshlennogo regiona (na primere Permskogo kraja). *Innovatsionnoe razvitie ekonomiki: tendentsii i perspektivy*, 2015, no. 1, pp. 167–173 (in Russ.).
- [2] Parikova N.V. Perspektivnoe razvitie vysokotekhnologichnykh sektorov ekonomiki v Rossii. Spros i predlozhenie na rynke truda i rynke obrazovatel'nykh uslug v regionakh Rossii. *Sb. dokl. po mat. 10 Vseros. nauch.-prakt. internet-konf.* (Oct. 30–31, 2013). Petrozavodsk, Petrozavodskiy gos. univ., 2013, pp. 24–38 (in Russ.).
- [3] Vorozheykin V.A., Gullo A.A., Kurenkin A.S., Semenova L.A. Perspektivy razvitiya raketno-kosmicheskoy tekhniki v XXI veke. *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavtiki*, 2012, no. 8, vol. 1. pp. 37–38 (in Russ.).
- [4] Rodchenko V.V., Galeev A.G., Pichuzhkin P.V., Paleshkin A.V., Gusev E.V. Environmental problems of rocket and space systems operation. *Al'ternativnaya energetika i ekologiya* [International Scientific Journal for Alternative Energy and Ecology], 2015, no. 7 (171), pp. 93–107 (in Russ.).
- [5] Karpova K.V. Control systems of the space-rocket industry in foreign countries. *Transportnoe delo Rossii* [Transport Business of Russia], 2013, no. 5, pp. 249–253 (in Russ.).

- [6] Gordeev V.A., Zhukov V.A., Zavadskiy V.K., Ivanov V.P., Portnov-Sokolov Yu.P. New technologies for developing pneumohydraulic fuel feeding systems of liquid-propellant engines. *Datchiki i sistemy* [Sensors & Systems], 2002, no. 9, pp. 48–59 (in Russ.).
- [7] Ban'kovskaya I.V., Belousov I.I., Petrov V.I., Romasenko E.N. K proektirovaniyu nasosnoy sistemy podachi topliva v ZhRD mnogorazovogo ispol'zovaniya. *Trudy NPO Energomash im. akademika V.P. Glushko*, 2005, no. 23, pp. 204–218 (in Russ.).
- [8] Miroshkin V.V. Povyshenie effektivnosti sistemy podachi topliva kislorodno-metanovogo ZhRD s dozhiganiem vosstanovitel'nogo generatornogo gaza. *Diss. kand. tekhn. nauk* [Cand. tech. sci. diss.]. Moscow, 2005. 118 p. (in Russ.).
- [9] Chvanov V.K., Kashkarov A.M., Romasenko E.N., Tolstikov L.A. Turbo-driven pump sets of liquid-propellant rocket engines at NPO "Energomash". *Konversiya v mashinostroenii* [Conversion in Machine Building of Russia], 2006, no. 1, pp. 15–21 (in Russ.).
- [10] Ovsyannikov B.V., Borovskiy B.I. Teoriya i raschet agregatov pitaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Theory and calculation of feed units of liquid propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986. 376 p.
- [11] Gakhun G.G., Baulin V.I., Volodin V.A., Kurpatenkov V.D., Kraev M.V., Trofimov V.F. Konstruktsiya i proektirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Liquid-propellant rocket engine design and engineering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 424 p.
- [12] Vargaftik N.B. Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gazov i zhidkostey [Handbook of physical properties of liquids and gases]. Moscow, Nauka Publ., 1972. 720 p.

**Ivashin V.S.** — student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Anishchenko Yu.V.** — Research Technician, Scientific Training Center of Photon Energy Physics, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.