

УДК 62-137

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-2-325-334

**Для цитирования:** К методу расчета основных характеристик перспективных бустерных электронасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей / П. А. Дубынин, М. И. Толстомятов, А. А. Зуев, В. В. Черненко // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 2. С. 325–334. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-2-325-334.

**For citation:** Dubynin P. A., Tolstopiatov M. I., Zuev A. A., Chernenko V. V. Chernenko [To the method of calculation of the main characteristics of promising booster electric pump units of liquid processor engines]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 2, P. 325–334. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-2-325-334.

## **К методу расчета основных характеристик перспективных бустерных электронасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей**

П. А. Дубынин\*, М. И. Толстомятов, А. А. Зуев, В. В. Черненко

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский Рабочий», 31

\*E-mail: pavel.dubynin@mail.ru

*Рост емкостей электрических источников питания, использование электродвигателей в системах подачи компонентов ракетного топлива у иностранных компаний, ограничения по мощности классических систем подачи топлива – все эти условия задают тренд на изучение возможности внедрения электрических приводов для систем питания ракетного двигателя.*

*Исследование посвящено анализу возможности использования электродвигателей в качестве привода для основных и вспомогательных насосов жидкостных ракетных двигателей. Перспективные разработки в области аккумуляторных батарей дают основания для проведения математического обоснования использования данного технического решения с целью модернизации систем питания как уже имеющихся ракетных двигателей, так и образцов, находящихся на стадии разработки.*

*В статье представлен подбор патентов на современные технологии создания аккумуляторных батарей высокой емкости, проведен анализ использования технологии применения электродвигателей на международном рынке доставки полезных грузов на орбиты, дано обоснование перспективности данного направления развития ракетных двигателей. Изучена статистика причин отказов разгонных блоков и их корреляция с агрегатами, замена которых возможна на более надежные системы с использованием электродвигателей. Определены преимущества и недостатки систем питания с использованием электроприводов.*

*Данное исследование позволяет сделать вывод о том, что использование электродвигателей в системах питания ракетных двигателей является перспективным решением, которое повышает эффективность двигательной установки, производительность и надежность.*

*Ключевые слова:* жидкостный ракетный двигатель, турбонасосный агрегат, элементы питания ЖРД, аккумуляторные батареи высокой емкости.

## **To the method of calculation of the main characteristics of promising booster electric pump units of liquid processor engines**

P. A. Dubynin\*, M. I. Tolstopiatov, A. A. Zuev, V. V. Chernenko

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology  
31, Krasnoyarskii Rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

\*E-mail: pavel.dubynin@mail.ru

The increase in the capacity of electric power sources, the use of electric motors in the systems for supplying rocket fuel components from foreign companies, the limitations on the power of classical fuel supply systems – all these conditions set a trend for studying the possibility of introducing electric drives for rocket engine power systems.

The study is devoted to the analysis of the possibility of using electric motors as a drive for the main and auxiliary pumps of liquid rocket engines. Promising developments in the field of rechargeable batteries give grounds for a mathematical justification for the use of this technical solution in order to modernize power systems, both existing rocket engines and samples under development.

The article presents a selection of patents for modern technologies for creating high-capacity batteries, an analysis of the use of technology for the use of electric motors in the international market for delivering payloads to orbits, and a rationale for the prospects of this direction in the development of rocket engines. The statistics of the causes of failures of upper stages and their correlation with units, which can be replaced by more reliable systems using electric motors, have been studied. The advantages and disadvantages of power supply systems with the use of electric drives are determined.

This study allows us to conclude that the use of electric motors in rocket engine power systems is a promising solution that improves the efficiency of the propulsion system, performance and reliability.

**Keywords:** liquid-propellant rocket engine, turbopump unit, LRE batteries, high-capacity batteries.

## Введение

Повышенный спрос на электромобили в современном мире неуклонно влечет за собой улучшение их технических характеристик. Длительность разряда батареи, дальность хода на одном заряде и максимальные крутящие моменты с каждым годом повышают свои значения. Основной запрос от данной отрасли направлен на повышение характеристик аккумуляторных батарей, систем управления разрядом и зарядом, а также получение новых принципов электрохимических реакций (рис. 1). Наличие технологий для аккумуляторов большой энергетической емкости открывает возможность использования их и для отрасли ракетного двигателестроения.

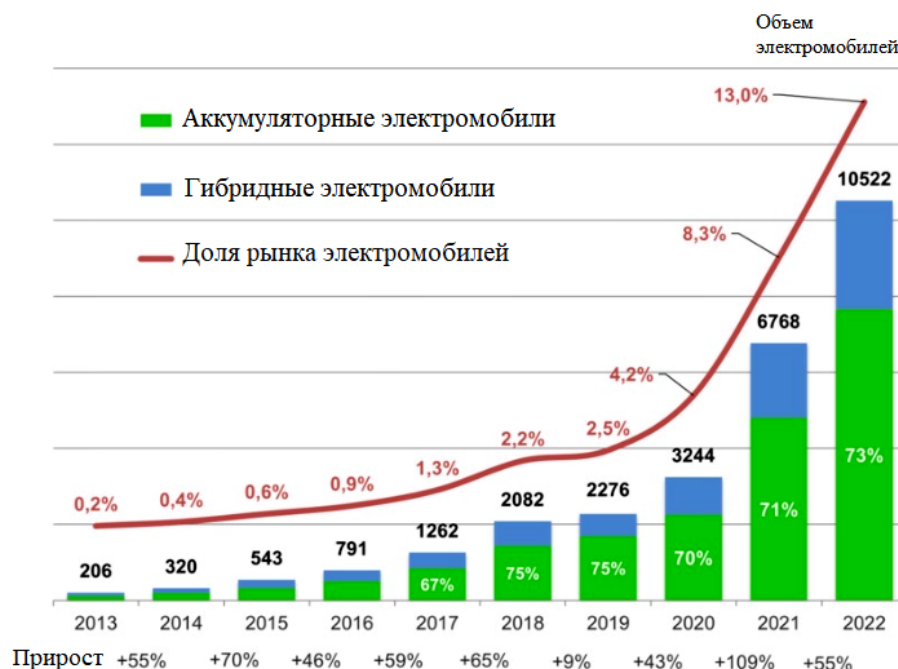


Рис. 1. Доля созданных электромобилей от общего количества автомобилей в мире в период с 2013 по 2022 гг.

Fig. 1 Share of created electric vehicles from the total number of cars in the world in the period from 2013 to 2022

Применение электрического двигателя в качестве привода основного насоса подачи компонентов ракетного топлива (КРТ) в камеру двигателя имеет ряд существенных преимуществ: более простая схема регулирования давления на выходе из насоса, уменьшение количества топлива на борту и, как следствие, уменьшение его массы, увеличение надежности конструкции.

При этом следует сделать ряд оговорок ввиду ограничения мощностей электродвигателей. Так как энергетическая мощность турбонасосных агрегатов (ТНА), затрачиваемая на подачу компонентов топлива в камеру двигателя, может составлять десятки и сотни мегаватт мощности, применение электронасосов на первых и вторых ступенях ракетноносителей тяжелого и среднего класса на сегодняшний день является технически нереализуемо. Однако уже широко известны ракетноносители легкого класса, которые весьма успешно используют электронасосные агрегаты (ЭНА) в качестве основных насосов [1]. РН «Electron» на первой ступени имеет девять двигателей «Rutherford» с тягой на уровне моря 18 кН, каждый из которых оснащен двумя ЭНА, по одному на линию окислителя и горючего, несмотря на то что в качестве окислителя используется жидкий кислород – криогенный компонент. Также сверхлегкий электродвигатель с защитой для работы в вакууме в системах питания ракетных двигателей использует австралийский стартап Gilmor Space Technologies [2].

Первым из направлений, в котором использование ЭНА можно считать перспективным, является ЖРД разгонных блоков космических аппаратов. ЖРД разгонных блоков имеют показатели тяги сопоставимые с двигателем Rutherford. Однако требуется разработка методов расчета энергомассовых показателей ЭНА, позволяющих проводить анализ целесообразности их разработки для перспективных ЖРД или внедрения путем модернизации уже существующих двигателей разгонных блоков.

Вторым, более перспективным направлением, является использование ЭНА в качестве вспомогательных (бустерных) насосов для основных ТНА ЖРД там, где вспомогательные насосы предусмотрены конструкцией. В различных ЖРД используются разнообразные схемы подачи компонентов, что зависит от множества факторов: топливной пары (наличие криогенных компонентов), схемы работы двигателя (с дожиганием или по открытому циклу), многократностью включения и др.

### **Двигатели разгонных блоков**

Разгонные блоки типа «Бриз» в качестве маршевого двигателя используют двигатели ЖРД «14Д30» [3], разгонные блоки типа «Фрегат» используют двигатели семейства С5.92 [4]. Различные модификации этих разгонных блоков широко используются для выведения разнообразной полезной нагрузки практически во всем диапазоне орбит. Двигатели данных разгонных блоков используют в качестве топливной пары несимметричный диметилгидразин и азотный тетраоксид (НДМГ+АТ) и работают по «открытой схеме» без дожигания газогенераторного газа. Значения тяги в разгонных блоках сопоставимы с тягой двигателя Rutherford, использующего в качестве основных агрегатов питания камеры ЭНА. Однако нет подтвержденных данных и оценок эффективности использования данной схемы.

### **Элементы питания**

Ключевым образом на целесообразность использования ЭНА влияют параметры элементов эклектического питания, их удельная энергоемкость (Вт·ч/кг) и удельная энергоплотность (Вт·ч/л), а также различные ограничения, обусловленные особенностями работы и эксплуатацией ракетно-космической техникой: высокие и низкие температуры, перегрузки, условия микрогравитации и т. д. Однако элементы питания присутствуют на всех современных ракетноносителях и космических аппаратах. В научной литературе встречается большое количество работ, посвященных различного рода источникам питания [5], одними из наиболее перспективных являются литий-кислородные источники питания [6] с теоретической максимальной плотностью энергии в 12 кВт·ч/кг, литий-серные источники питания с теоретическим максимумом

2,5 кВт·ч/кг [7]. Однако на текущий момент самые технологичные коммерческие источники питания от разных производителей обладают удельной энергоемкостью на уровне 400 Вт·ч/кг [8]. Согласно данным [9], литий-металлическая батарея была представлена на выставке SES Battery World 2021 4 ноября 2021 г. в Южной Корее как коммерческий образец и имела удельную энергоемкость и плотность 417 Вт·ч/кг и 935 Вт·ч/л.

### Схема агрегатов питания ЖРД

Схемы агрегатов питания разнообразны и зависят от множества факторов: топливной пары, тяги двигателя на разных режимах и даже конструктивной и технологической преемственности предприятия разработчика.

На рис. 2 представлена принципиальная схема подачи компонентов топлива с использованием ТНА, имеющего бустерные насосные агрегаты, в качестве привода которых применены гидрорыводы (гидротурбины), а запуск осуществляется за счет пусковой газовой турбины [10], но существуют конструкции и без пусковых газовых турбин.

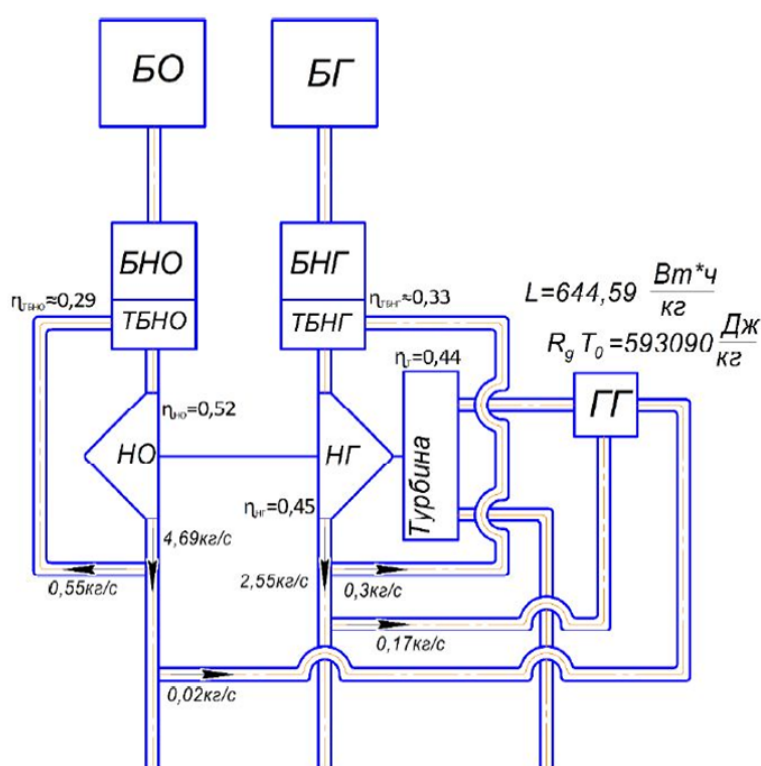


Рис. 2. Схема подачи компонентов топлива с использованием бустерных насосных агрегатов

Fig. 2. Scheme of supply of fuel components using booster pump units

Турбина является приводом для основных насосов по линиям окислителя «О» и горючего «Г», в качестве рабочего тела выступает газ продуктов сгорания газогенератора «ГГ», после чего газ сбрасывается в атмосферу или частично используется для надува одного из баков. Бустерные насосы «БНО» и «БНГ» по линиям «О» и «Г» приводятся за счет гидротурбин бустерных насосов «ТБНО» и «ТБНГ», которые в качестве рабочего тела используют часть компонентов топлива с повышенным давлением после основных насосов «НО» и «НГ», после чего смешиваются с основным массовым расходом и вновь поступают на вход в насосы «НО» и «НГ». В момент запуска маршевого двигателя, запуск «БНО» и «БНГ», как правило, обеспечивается за счет дополнительных пусковых газовых турбин. Газогенератор работает с избытком горючего. К ключевым особенностям данной схемы можно отнести нахождение основных насосов на одном валу, что требует оптимизации одного или обоих насосов по частоте вращения. Можно

сказать, что давление подачи компонентов в «ГГ» ограничено давлением в камере двигателя «КД», а давление компонентов топлива на выходе из насосов отличаются и зависят от схемы охлаждения КД.

Данная схема работы агрегатов питания камеры ЖРД затрачивает часть топлива из баков на поддержание собственной работоспособности, увеличивая тем самым стартовую массу ракеты-носителя. Помимо этого, известны случаи отказов разгонных блоков со схожими пневмогидравлическими схемами питания двигательной установки, в результате которых к критичным элементам двигательной установки относят, в частности, бустерные насосные агрегаты и, в общем, трубопроводы подачи генераторного газа на турбины [11].

### Исходные данные для расчетов схемы агрегатов питания

Первичным источником энергии для ТНА ЖРД является газогенератор, для проведения анализа на основе методики [12] выполнен термодинамический расчет параметров продуктов сгорания модельного восстановительного газогенератора для различных топливных пар в жидком состоянии. Расчет выполнен из условий: давление в газогенераторе  $P_{гг} = 10$  МПа, температура  $T_{гг} = 1250$  °К (табл. 1).

Таблица 1

Параметров продуктов сгорания модельного восстановительного газогенератора

| Топливная пара       | Стехиометрический коэффициент | Коэффициент избытка окислителя | Работоспособность газа, $RT$ , кДж/кг | Показатель адиабаты |
|----------------------|-------------------------------|--------------------------------|---------------------------------------|---------------------|
| $O_2 + H_2$          | 7,93                          | 0,165                          | $2179 \cdot 10^3$                     | 1,34                |
| $O_2 + CH_4$         | 3,98                          | 0,2                            | $707 \cdot 10^3$                      | 1,11                |
| $N_2O_4 + C_2H_8N_2$ | 3,06                          | 0,04                           | $563 \cdot 10^3$                      | 1,11                |
| $O_2 + CH_{1,956}$   | 3,4                           | 0,12                           | $335 \cdot 10^3$                      | 1,07                |

Преобразование потенциальной энергии продуктов сгорания в механическую энергию осуществляется за счет турбины, для оценки эффективности которой достаточно использовать выражение для расчета адиабатной работы [13]:

$$L_{ad} = \frac{k-1}{k} \cdot RT \cdot \left( 1 - \left( \frac{p_1}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right), \quad (1)$$

где  $k$ ,  $R$  – зависят от состава продуктов сгорания;  $p_1/p_0$  – перепад давления в турбине;  $T$  – температура продуктов сгорания на выходе из газогенератора ограничена работоспособностью конструкции неохлаждаемых лопаток турбины и, как правило, не превышает 1200 °К

Оценку массы затраченного топлива на работоспособность системы можно осуществить с помощью выражения:

$$\dot{m}_{ps} = \frac{N_i \cdot t}{L_{ad} \cdot \eta_i}, \quad (2)$$

где  $N_i$  – мощность агрегата в ТНА;  $t$  – суммарное время работы агрегата;  $\eta_i$  – КПД агрегата.

Располагая этими данными для различных агрегатов ТНА можно оценить массовые расходы топлива отдельно на каждый агрегат. В качестве объекта для расчетов и дальнейшего анализа использовался двигатель 14Д30. Двигатель работает по открытому циклу с турбонасосной системой подачи компонентов топлива с тягой в пустоте (19,61 кН), удельным импульсом тяги 3 255 м/с, число включений в полете – до 10 раз, суммарное время работы двигателя составляет 3 200 с (табл. 2).

Двигатель 14Д30 – маршевый двигатель разгонного блока «Бриз-М», который используется на ракета-носителях (РН) «Протон-М» и обеспечивает выведение космических аппаратов

на низкие, средние, высокие и геостационарные орбиты. Масса РБ составляет порядка 22,5 т, из них порядка 20 т составляют компоненты топлива.

Таблица 2

**Технические характеристики 14Д30**

| п/п | Параметр                              | Значение     |
|-----|---------------------------------------|--------------|
| 1   | Тяга                                  | 19.61 кН     |
| 2   | Удельный импульс                      | 3255 м/с     |
| 3   | Давление в КД                         | 9,8 МПа      |
| 4   | Массовое соотношение компонентов в КД | 2            |
| 5   | Число оборотов ротора ТНА             | 54000 об/мин |
| 6   | Время работы двигателя                | 3200 с       |
| 7   | Расход компонентов в КД               | 6 кг/с       |

**Основные характеристики двигателя 14Д30**

В ходе расчетов выявлено, что для восстановительных газогенераторов, работающих на топливной паре НДМГ+АТ, практический максимум с учетом исходных данных удельной плотности энергии продуктов сгорания находится на уровне 660–680 Вт·ч/кг:

$$L_{ad} = \frac{k-1}{k} \cdot RT \cdot \left( 1 - \frac{1}{\Delta P_{\Gamma\Gamma}^{\frac{k-1}{k}}} \right), \quad (3)$$

где  $k$ ,  $R$  зависят от состава продуктов сгорания;  $\Delta P_{\Gamma\Gamma}$  – перепад давления на рабочих лопатках турбины, который связан с давлением в камере сгорания и зависит от давления подачи компонентов и давления окружающей среды;  $T$  – температура продуктов сгорания на выходе из газогенератора, которая ограничена работоспособностью конструкции неохлаждаемых лопаток турбины и, как правило, не превышает 1200 °К. Значения удельной плотности энергии продуктов сгорания восстановительных газогенераторов, применяющихся в ЖРД открытой схемы, могут быть определены в результате термодинамического расчета, при этом не представляется возможным как-то существенно увеличить эти значения. При этом практический коэффициент полезного действия для одноступенчатых турбин активного типа в двигателях без дожигания газогенераторного составляет не более 0,58 [14; 15].

**Схема агрегатов питания ЖРД с ЭНА**

Таким образом, предложение замены привода гидротурбины на электродвигатель существенно упростит схему двигательной установки, увеличит ее надежность и КПД, что повлечёт в конечном итоге и увеличение полезной нагрузки в счет уменьшения массы расходуемого топлива. Принципиальная схема подачи компонентов топлива с использованием ТНА, имеющего бустерные насосные агрегаты, в качестве привода которых применены бесколлекторные погруженные электродвигатели, запуск и управление которыми осуществляется от аккумуляторных батарей, представлена на рис. 3.

В схеме турбина является приводом для основных насосов по линиям окислителя «О» и горючего «Г», в качестве рабочего тела выступает газ продуктов сгорания газогенератора «ГГ», после чего газ сбрасывается в атмосферу или частично используется для надува одного из баков.

Изменение касается приводов бустерных насосных «БНО» и «БНГ» по линиям «О» и «Г», которые в данном случае приводятся за счет электродвигателя бустерных насосов «ЭДО» и «ЭДГ», которые приводятся в движение от аккумуляторных батарей, находящихся на борту. В момент запуска маршевого двигателя, запуск «БНО» и «БНГ» не нуждается в дополнительных пусковых газовых турбинах и обладает большим диапазоном регулирования давления,

отвечая на запросы от системы управления двигательной установки повышением либо понижением количества оборотов электродвигателя. Газогенератор работает с избытком горючего. Данная схема работы агрегатов питания камеры ЖРД уменьшает массу топлива за счет отсутствия гидротурбины бустерных насосных агрегатов.

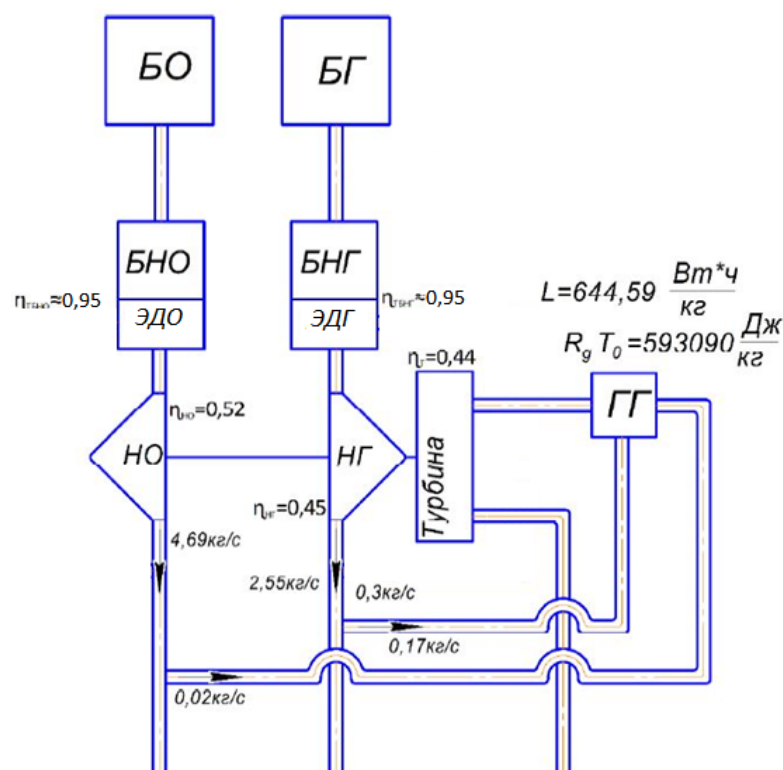


Рис. 3. Схема подачи компонентов топлива с использованием бустерных электронасосных агрегатов

Fig. 3. Scheme of supply of fuel components using booster electric pump units

### Преимущества и недостатки

В диапазоне тяг от 0,4 до ~2 тс двигатели с электронасосной системой подачи топлива могут составить конкуренцию традиционно используемым в данном диапазоне тяг двигателям с турбонасосной системой подачи топлива, выполненным по схеме без дожигания рабочего тела турбины, имея такие качества, как отсутствие потерь удельного импульса, связанных с выхлопом отработавшего в турбине генераторного газа; газогенератора и теплонапряженных высокотемпературных элементов систем подачи (турбина, газопроводы, выхлопные сопла); специальных функциональных систем: системы агрегатов, обеспечивающих раскрутку ТНА при запуске двигателя, агрегатов регулирования тяги и соотношения расходов компонентов топлива через двигатель – функции этих систем обеспечиваются за счет изменения скоростей вращения электронасосов и, соответственно, расходов компонентов топлива в камеру по командам системы управления РН. Указанными качествами обладает двигатель Rutherford с тягой ~2 тс, используемый в составе I и II ступеней РН Electron, разработанный дочерним предприятием частной американской компании Rocket Lab. Недостаток ЖРД, выполненного по схеме прототипа, заключается в существенном возрастании массы блока питания на основе аккумуляторных батарей даже с высокими удельными характеристиками, указанным выше, при переходе к большим тягам, превышающим верхний предел указанного выше диапазона при более высоких давлениях в камере, обеспечивающих приемлемый удельный импульс в атмосферных условиях.

### Результаты, ограничения и особенности

На данном этапе работы суть метода заключается в определении массы топлива, затраченного на выполнение работы агрегатов питания камеры двигателя, а также составление баланса расходов топлива на отдельные элементы системы. Для проведения анализа необходимо выполнить расчет агрегатов питания: основных насосов, газовой турбины, бустерных насосных агрегатов, гидроприводов для бустеров. Расчеты выполнены, опираясь на существующие методики [16], в ряде случаев для определения параметров использовались существующие достижения в разработке агрегатов питания [17; 18].

### Заключение

Таким образом в работе изложены основные опорные точки, следуя по которым доказываемся актуальность исследования использования электрических двигателей для привода бустерных насосных агрегатов в ракетных двигателях разгонных блоков. Для более детального обзора необходимо проведение опытно-конструкторских разработок, организация макетных испытаний с конструированием новых пневмо-гидросистем двигательной установки с учетом всех фактических параметров входящих в нее узлов и агрегатов.

### Библиографические ссылки

1. Electronic textbook StatSoft [Электронный ресурс]. URL: <https://www.interfax.ru/world/892739> (дата обращения: 03.04.2023).
2. Electronic textbook StatSoft [Электронный ресурс]. <https://hightech.fm/2022/12/23/lighttest-electric-motor> (дата обращения: 03.04.2023).
3. Electronic textbook StatSoft [Электронный ресурс]. URL: [khrunichev.ru](http://khrunichev.ru) (дата обращения: 03.04.2023).
4. Electronic textbook StatSoft [Электронный ресурс]. URL: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=300> (дата обращения: 03.04.2023).
5. Пат. 203319 Российская Федерация, <sup>МПК</sup> Н 01 М 10/052. Литий-полимерный аккумулятор и способ его создания / Строканов А. В. № 2019127111; заявл. 28.08.2019; опубл. 31.03.2021, Бюл. № 10.
6. Пат. 2763037 Российская Федерация, <sup>МПК</sup> Н 01 М 10/0562. Литий-кислородный аккумулятор с твердым полимерным электролитом / Корчагин О. В. № 2021116679 ; заявл. 09.06.2021; опубл. 27.12.2021, Бюл. № 36.
7. Lin C., Leon L. S. Recent advances in lithium sulfur batteries // Journal of Power Sources. 2014. Vol. 267. P. 770–783.
8. Electronic textbook StatSoft [Электронный ресурс]. URL: <https://pubs.rsc.org/en/content/articlelanding/2013/CS/c2cs35256g> (дата обращения: 03.04.2023).
9. Electronic textbook StatSoft [Электронный ресурс]. URL: <https://ses.ai/battery-world-us-2021> (дата обращения: 03.04.2023).
10. Пат. 2134821 Российская Федерация, <sup>МПК</sup> F 04 D 13/04 Бустерный насосный агрегат ЖРД / Конструкторское бюро химавтоматики № 97114699/06; заявл. 13.08.1997; опубл. 20.08.1999.
11. Перфильев А. С., Пирогов С. Ю., Семёнов Е. Н. Анализ эксплуатационной надежности разгонных блоков средств выведения космических аппаратов и пути ее повышения // Труды военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. 2018. № 665. С. 223
12. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. М. : Изд-во МГТУ им. Баумана, 2005. 488 с.
13. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1986. 233 с.
14. Дорофеев А. А. Ягодников Д. А. Термодинамическое моделирование состава и характеристик продуктов сгорания переобогащённых жидких ракетных топлив в режиме закалки // Теплофизика высоких температур. 2018. Т 56, № 2. С. 270–276.



15. Киселев Ф. Д. Диагностика разрушений и оценка эксплуатационной работоспособности рабочих турбинных лопаток авиационных двигателей // Вестник Московского авиац. ин-та. 2019. Т. 26, № 4. С. 108–122.
16. Ивашин В. С., Анищенко Ю. В. Сравнительный анализ работы турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя при установке дополнительного бустерного насосного агрегата // Политехнический молодежный журнал. 2018. № 1. С. 1.
17. Беляев Н., Воробьев Г. Ускоренный разгон ротора бустерного насосного агрегата жидкостного ракетного двигателя при его запуске // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 3. С. 665–672.
18. Разработка системы подачи компонентов топлива для ЖРД без дожигания генераторного газа. Часть II. Выбор и оптимизация конструкций турбин. Конструкция ТНА / Н. А. Ивашин, Ю. И. Каналин, И. М. Королев и др. // Труды НПО Энергомаш. 2014. № 31. С. 186–203.

## References

1. Electronic textbook StatSoft. Available at: <https://www.interfax.ru/world/892739> (accessed 03.04.2023).
2. Electronic textbook StatSoft. Available at: <https://hightech.fm/2022/12/23/lightest-electric-motor> (accessed: 03.04.2023).
3. Electronic textbook StatSoft. Available at: [khrunichev.ru](http://khrunichev.ru) (accessed 03.04.2023).
4. Electronic textbook StatSoft. Available at: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=300> (accessed: 03.04.2023).
5. Stokanov A. V. *Litij-polimernaya akkumulyator i sposob ego sozdaniya* [Lithium-polymer battery and how to create it]. Patent RF, no 203319, 2021.
6. Korchagin O. V. *Litij-kislorodnyi akkumulyator s tverdyim polimernym elektrolitom* [Lithium is an oxygen battery with a solid polymer electrolyte]. Patent RF, no 2763037, 2021.
7. Lin Chen, Leon L. Shaw, Recent advances in lithium sulfur batteries, Illinois Institute of Technology, Illinois, USA.
8. Electronic textbook StatSoft. Available at: <https://pubs.rsc.org/en/content/articlelanding/2013/CS/c2cs35256g> (accessed 03.04.2023).
9. Electronic textbook StatSoft. Available at: <https://ses.ai/battery-world-us-2021> (accessed 03.04.2023).
10. *Konstruktorskoe byuro khimavtomatiki. Busternyi nasosnyi agregat ZhRD* [Booster pump unit]. Patent RF, no 2134821, 1999.
11. Perfil'ev A. S., Pirogov S. Yu., Semenov E. N. [Analysis of the operational reliability of upper stages of spacecraft launch vehicles and ways to improve it]. *Trudy voenno-kosmicheskoi akademii imeni A. F. Mozhaiskogo*. 2018, No. 665, P. 223 (In Russ.).
12. Dobrovolskii M. V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli* [Liquid propellant rocket engines]. Moscow, MGTU im. Bauman Publ., 2005, 488 p.
13. Ovsyannikov B. V. *Teoriya i raschet agregatov pitaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley*. [Theory and calculation of the power supply of railway engine units]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 233 p.
14. Dorofeev A. A., Yagodnikov D. A. [Thermodynamic modeling of the composition and characteristics of combustion products of reenriched liquid rocket propellants in the quenching mode]. *Teplotfizika vysokikh temperature*. 2018, Vol. 56, No. 2, P. 270–276 (In Russ.).
15. Kiselev F. D. [Diagnostics of destruction and assessment of the operational performance of working turbine blades of aircraft engines]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*. 2019, Vol. 26, No. 4, P. 108–122 (In Russ.).
16. Ivashin V. S., Anishchenko Yu. V. [Comparative analysis of the operation of the turbopump unit of a liquid-propellant rocket engine when installing an additional booster pump unit]. Moscow, *Politekhicheskiy molodezhnyy zhurnal*. 2018, No. 1, P. 1 (In Russ.).

17. Belyaev N., Vorob'ev G. [Accelerated acceleration of the rotor of the booster pump unit of a liquid-propellant rocket engine during its launch]. *Vestnik SibGAU*. 2016, Vol. 17, No. 3, P. 665–672 (In Russ.).

18. Ivshin N. A., Kanalin Yu. I., Korolev I. M. et al. [Development of a system for supplying fuel components for liquid-propellant rocket engines without afterburning the generator gas. Part II. Selection and optimization of turbine design Turbopump unit]. *Trudy NPO Energomash*. 2014, No. 31, P. 186–203 (In Russ.).

© Дубынин П. А., Толстомятов М. И., Зуев А. А., Черненко В. В., 2023

---

**Дубынин Павел Алексеевич** – аспирант кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: pavel.dubynin@mail.ru.

**Толстомятов Михаил Игоревич** – кандидат технических наук, доцент кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: 8913039999@mail.ru.

**Зуев Александр Александрович** – доктор технических наук, доцент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: dla2011@inbox.ru.

**Черненко Валентина Викторовна** – старший преподаватель; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: 2887722@mail.ru.

**Dubynin Pavel Alekseevich** – post-graduate student of the Department Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: pavel.dubynin@mail.ru.

**Tolstopyatov Mikhail Igorevich** – Cand. Sc., associate professor of the department Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: 8913039999@mail.ru.

**Zuev Aleksandr Aleksandrovich** – Dr. Sc., associate professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: dla2011@inbox.ru.

**Chernenko Valentina Viktorovna** – Senior Lecturer; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: 2887722@mail.ru.

---