

АВИАЦИЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

УДК 621.454.2

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБОНАСОСНЫХ И ЭЛЕКТРОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ В ЖИДКОСТНОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ ПЕРВЫХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

И. П. Матвеев, А. А. Чижов, Д. И. Багаутдинов

В данной статье авторы исследовали систему подачи топлива в камеру сгорания (КС) первых ступеней жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). В зависимости от назначения ракетного двигателя применяется турбонасосная система подачи топлива, либо вытеснительная. Вытеснительная система применяется при небольшой тяге и кратковременной работе двигателя, а также при полетах в условиях космического пространства, поэтому данная схема не рассматривается в данной статье. Турбонасосная система подачи топлива более предпочтительна для первых ступеней ракет-носителей (РН), так как она может обеспечить нужную мощность насоса для достижения необходимых значений тяги двигателя. Однако ТНА – это сложная система с сложной технологией производства. В связи с этим в данной работе предложено заменить турбонасосный агрегат на электронасосный, что значительно упростит производство, работу и принципиальную схему ЖРД.

Ключевые слова: система подачи топлива; насосная СПТ; электронасосная СПТ; газогенераторный цикл; электронасосный цикл; масса; батарейный блок; электродвигатель; ракета-носитель.

С развитием технического прогресса в области электродвигателей и аккумуляторных технологий перспектива замены турбины в турбонасосах на электродвигатели с батарейным питанием становится все более привлекательной. В 80-х годах прошлого века Европейское космическое агентство разработало и испытало небольшие электрические центробежные электронасосы для апогейного двигателя с тягой 3 кН, использующего в качестве топлива монометилгидразин/тетроксид азота [1]. Для маневров с меньшей тягой компания Schneider провела испытания двигателей с электронасосным приводом для маневров с меньшим уровнем тяги с использованием монометилгидразин/тетроксид азота с

тягой от 5 до 400 Н [2]. В настоящее время благодаря развитию электродвигателей ведутся широкие исследования новых двигательных установок. Успешным примером использования двигателя с электронасосным приводом является сверхлегкая ракета-носитель «Электрон» американской компании Rocket Lab. Электропривод насосов был применен на обеих ступенях ракеты, тяга которых составила 192 кН и 22 кН в вакууме соответственно [3].

Также Воган и др. сообщили о возможности создания ракетного двигателя с электрическим насосным питанием на битопливе с возможностью хранения для аппарата, предназначенного для полета на Марс [4]. Для

© Матвеев И. П., Чижов А. А., Багаутдинов Д. И., 2023.

Матвеев Илья Павлович (ilyami200263@gmail.com), студент IV курса;

Чижов Артём Алексеевич (tchizhov.aptemui@yandex.ru), студент VI курса;

Багаутдинов Даниль Ильдарович (timberm4n.bagautdinov@yandex.ru), студент IV курса института двигателей и энергетических установок Самарского университета, 443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, 34.

кислородно-керосиновых топлив Дибривный и др. провели аналитическую оценку систем электронасосного питания на примере базового двигателя RD868T с тягой 23 кН. Они пришли к выводу, что электронасосные системы питания пригодны для небольших суммарных импульсов, вплоть до 1000 кН·с [5].

За несколько десятилетий развития ракетного двигателестроения появились наиболее надежные и устоявшиеся технологии, которые используются и по сей день. Однако и у данных технических решений есть весомые недостатки, что и обуславливает необходимость совершенствования в том числе и жидкостных ракетных двигателей.

Одними из наиболее трудновыполнимых требований при проектировании ЖРД являются обеспечение как можно меньшей массы и простоты конструкции. Первое требование обусловлено тенденцией уменьшения массы в угоду снижения стоимости запусков РН. Второе связано с надежностью всей системы, ведь чем больше элементов, зависящих друг от друга, тем выше вероятность выхода из строя всей системы. Турбонасосная система включает в себя множество взаимосвязанных элементов, что усложняет конструкцию двигателя и добавляет массу.

К другим недостаткам турбонасосной системы подачи топлива относятся: сложность регулировки оборотов насосов и режима ЖРД по тяге, усложненный запуск и сомнительная возможность многократности включения.

Для решения данных недостатков было предложено использовать электронасосные агрегаты (ЭНА) в качестве привода основных насосов в ЖРД. Данное решение упрощает принципиальную схему ЖРД, исключая дополнительное топливо для газогенератора, элементы ПГС для газогенератора и сам газогенератор, упрощает запуск двигателя (рис. 1).

Однако несовершенство технологий в области аккумуляторных технологий дает повод задуматься о рентабельности использования ЭНА в ЖРД, так как для обеспечения нужной мощности необходим источник энергии большой массы. Еще одним весомым недостатком электронасосного цикла является необходимость охлаждать электродвигатель и батарейный блок.

Целью данного исследования является сравнение турбонасосного и электронасосного агрегатов по эффективности и по массе. Объектом исследования выбраны ЭНА применительно к основным насосам первой ступени ракеты-носителя сверхлёгкого класса.

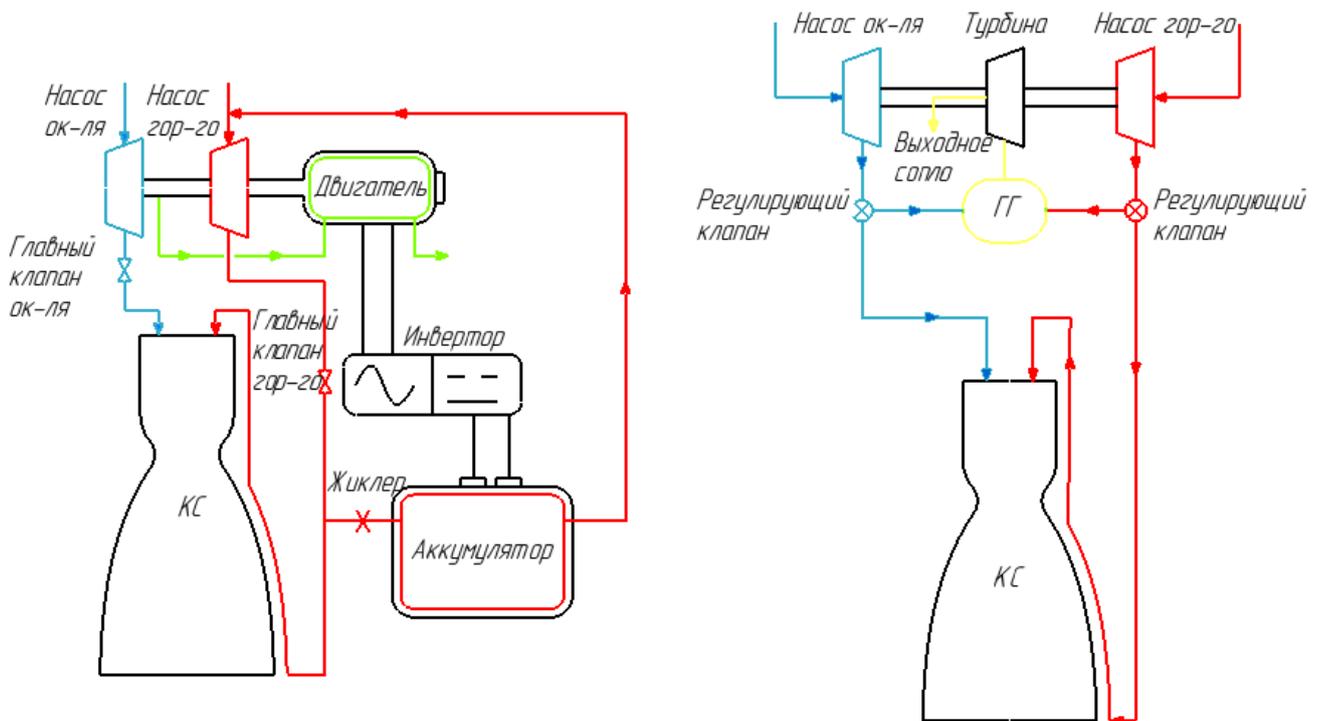


Рис. 1. Сравнение схемы с ЭНА и ТНА

Данная работа организована следующим образом. В разделе 1 обозначены границы применения данной работы, определены необходимый уровень тяги и удельного импульса. В разделе 2 и 3 представлены выражения для определения мощностей насосов и необходимых максимальных частот вращения для подбора необходимых электродвигателей в дальнейшем. В разделе 4 производится оценка массы газогенераторного и электронасосного циклов. Наконец, результаты обобщены в разделе 5.

1. Объект исследования и границы применимости работы

В работе рассмотрен ЭНА в качестве основного насоса первой ступени ракеты-носителя сверхлегкого класса. Для этой роли была выбрана сверхлегкая ракета-носитель «Cosmos», предназначенная для вывода на орбиту малоразмерных космических аппаратов. Она способна выводить массу полезного груза 390 и 310 кг на низкую околоземную орбиту (200 км) и на солнечно-синхронную орбиту (400 км) соответственно. Стартовая масса составляет 7,15 тонн.

Разработкой данной ракеты занимается частная российская космическая компания SR Space, разработчик суборбитальных и орбитальных ракет-носителей сверхлёгкого и лёгкого классов, малых космических аппаратов и спутниковых группировок. Компания была выбрана из соображений развития отечественной космической отрасли, что наиболее актуально на сегодняшний день.

Первая ступень ракеты-носителя «Cosmos» оснащена одним двигателем LE-13, построенным по схеме «открытого» типа и использующим в качестве топливной пары кислород и метан (табл. 1). В связи с этим в данной работе рассматривается именно этот двигатель с данной топливной парой. Для него наиболее актуальна замена ТНА на ЭНА, так как двигатель ракеты изначально проек-

тируется с заделом на многократное применение.

2. Определение необходимой максимальной частоты вращения турбины ТНА

Зададимся значениями земной тяги и земного удельного импульса от выбранной ракеты-носителя: $P = 83,35$ кН, $I_{уз} = 2943$ м/с. Чтобы определить массовые расходы компонентов через всю топливную системы отдельно рассмотрим расходы компонентов через КС и через газогенератор (ГГ). Принимаем, что массовый расход компонентов через ГГ составляет 1,5% от общего расхода [6], так как мы рассматриваем открытую схему:

$$\dot{m}_{ГГ} = 0,015 \cdot \dot{m}.$$

Общий расход топлива:

$$\dot{m} = \frac{P \cdot (1 - \bar{m}_{ГГ})}{I_{уз}},$$

Где $\bar{m}_{ГГ} = \frac{\dot{m}_{ГГ}}{\dot{m}}$ – относительный массовый расход через газогенератор. Отсюда:

$$\dot{m} = \frac{0,985 \cdot P}{I_{уз}}.$$

Расход i -го компонента через КС:

$$\dot{m}_i^{КС} = \frac{K_m^{КС} \cdot \dot{m}}{1 + K_m^{КС}}$$

Где $K_m^{КС} = \alpha_{ок}^{КС} \cdot K_m^0$ – фактическое массовое соотношение компонентов топлива в КС. Коэффициент избытка окислителя и массовое стехиометрическое соотношение были определены с помощью СПК TERRA [7].

Для ГГ соответственно:

$$\dot{m}_i^{ГГ} = \frac{K_m^{ГГ} \cdot \dot{m}}{1 + K_m^{ГГ}}.$$

Общие массовые расходы через всю топливную систему:

$$\dot{m}_i = \dot{m}_i^{КС} + \dot{m}_i^{ГГ},$$

Объемные расходы соответственно:

$$\dot{V}_i = \frac{\dot{m}_i}{\rho_i},$$

где ρ_i – плотность компонентов топлива.

Таблица 1

Характеристики LE-13

Тяга земная, тс/кН	Тяга пустотная, тс/кН	Земной удельный импульс, м/с	Пустотный удельный импульс, м/с
8,5/83,35	9,6/94,14	2943	3327,55

Для шнекоцентробежного насоса значения кавитационного коэффициента быстроходности $(C_{срв})_{\max}$ лежит в пределах 3000...5000 [8]. Принимаем $(C_{срв})_{\max} = 3000$. Тогда максимально допустимая величина угловой скорости вращения вала ТНА вычисляется из условия бескавитационной работы насосов (насоса) из соотношения:

$$w_{\max}^i = \frac{(C_{срв})_{\max} \cdot \left(\frac{\Delta p_{срв}^*}{\rho_i}\right)^{\frac{3}{4}}}{298 \cdot \dot{V}_i^{0,5}}$$

Максимальная частота вращения вала турбины:

$$n_{\max}^i = \frac{30 \cdot w_{\max}^i}{\pi}$$

На основании полученных данных по угловой скорости вращения вала каждого насоса выбираем из них наименьшую угловую скорость, которая позволяет работать обоим насосам в бескавитационном режиме и является искомой угловой скоростью вала проектируемой турбины.

3. Определение мощности насосов и турбины ТНА

Мощность турбины определяется как суммарная мощность насосов:

$$N_T = N_{ок} + N_{г.}$$

Мощность насоса определяется:

$$N_i = \frac{m_i \cdot H_i}{\eta_n^i},$$

Где $H_i = \frac{p_{\text{вых}}^i - p_{\text{вх}}^i}{\rho_i}$ – потребный напор насоса, η_n^i – КПД насоса (для насоса окислителя принимаем $\eta_n^{ок} = 0,76$, для насоса горючего - $\eta_n^r = 0,5$ [8]).

4. Оценка массы

4.1 Масса газогенераторного цикла

Предварительный наддув баков осуществляется за счет внешних систем, а во время работы двигателя – компонентами топлива, поэтому расчетом массы бака с инертным газом пренебрегаем.

4.1.1 Масса ТНА

Масса всего ТНА определяется как суммарная масса турбины и насосов:

$$m_{\text{ТНА}} = m_T + m_{\text{н}}^{ок} + m_{\text{н}}^r,$$

Где массы насосов определяются:

$$m_{\text{н}}^i = \frac{k_{\text{ТНА}} \cdot \rho_i \cdot H_i^{\frac{3}{2}}}{w_{\max}^i},$$

где $k_{\text{ТНА}} = 0,18 \cdot 10^{-4}$ – константа [9]

Масса турбины считается как диск по среднему диаметру лопаток:

$$m_T = \frac{\rho_T \cdot \pi \cdot D_T \cdot \delta}{4},$$

Где ρ_T – плотность материала турбины (принимаем Сталь 23Х23Н18), $D_T = \frac{2 \cdot u_{\max}}{w_T}$ (u_{\max} – максимальная окружная скорость турбины), δ – толщина лопаток турбины.

4.1.2 Масса ГГ

Массу газогенератора будем находить как массу сферической оболочки. Примем, что радиус внутренней оболочки $r_{\text{н}} = 100$ мм., а толщина 0,75 мм. Материал выбран из соображений сопротивления высокой температуры – медь М1 и Сталь 18ХН10Т. Тогда масса газогенератора:

$$m_{\text{ГГ}} = k_{\text{ГГ}} \cdot V_{\text{ГГ}} \cdot \rho_{\text{ГГ}},$$

где $k_{\text{ГГ}} = 2$ – коэффициент запаса.

4.1.3 Масса топлива для ГГ

Массу топлива для газогенератора определяется из условия времени работы двигателя $t_{\text{г}}$ и массового расхода компонентов топлива через него. Для первых ступеней ракеты $t_{\text{г}} = 150$ с. [1]. Тогда:

$$m_{\text{ГГ}}^i = k_p \cdot \dot{m}_i^{\text{ГГ}} \cdot t_{\text{г}}, \text{ где } k_p$$

= 1,01 – коэффициент запаса топлива.

4.1.4 Масса топливных баков и топлива

Общая масса компонентов топлива с учетом запасов и соответствующей времени работы двигателя определяется как:

$$m_i = m_{\text{раб}}^i + m_{\text{гар}}^i + m_{\text{дост}}^i + m_{\text{незаб}}^i,$$

Где $m_{\text{раб}}^i$ – рабочий запас, $m_{\text{гар}}^i$ – гарантийный запас, $m_{\text{дост}}^i$ – масса достартового расхода топлива, $m_{\text{незаб}}^i$ – масса незабора топлива.

Разделим баки на 2 составляющие: цилиндрическую и сферическую оболочки. Материал баков – АМГб. Тогда масса цилиндрической оболочки:

$$m_{\text{цил}}^i = \rho_b \cdot (V_{\text{цн}}^i - V_{\text{ц}}^i),$$

Где $V_{\text{ц}}^i$ – объем внутренней части цилиндрической оболочки, $V_{\text{цн}}^i$ – объем внешней части цилиндрической оболочки.

Аналогично масса сферической оболочки:

$$m_{\text{сф}}^i = \rho_6 \cdot (V_{\text{сфн}}^i - V_{\text{сф}}^i).$$

Объемы оболочек были посчитаны с учетом объема, занимаемого топливом.

Масса баков считается как сумма масс сферических и цилиндрической оболочек:

$$m_6^i = m_{\text{цил}}^i + 2 \cdot m_{\text{сф}}^i.$$

Наконец, общая масса газогенераторного цикла:

$$m_{\text{ГГЦ}} = m_{\text{ТНА}} + m_{\text{ГГ}} + m_{\text{ГГ}}^{\text{ок}} + m_{\text{ГГ}}^{\text{г}} + m_{\text{ок}} + m_{\text{г}} + m_6^{\text{ок}} + m_6^{\text{г}}$$

4.2 Масса электронасосного (ЭН) цикла

Регулирование тяги ракетного двигателя необходимо для поддержания требуемого значения тяги при изменении условий работы двигательной установки и для изменения тяги с целью обеспечения заданного режима полета ракеты или космического аппарата. Существующие способы регулирования тяги ракетных двигателей в широком диапазоне (глубокое дросселирование) приводят к существенному снижению экономичности и увеличению массогабаритных характеристик двигательных установок

По этой причине в данной статье рассматривается схема с двумя ЭНА, так как это позволяет регулировать расход и соотношение компонентов с помощью регулировки расхода насоса, то есть частотой вращения электродвигателей. Регулирование тяги ракетного двигателя необходимо для поддержания требуемого значения тяги при изменении условий работы двигательной установки и для изменения тяги с целью обеспечения заданного режима полета летательного аппарата [10]. С точки зрения глубокого дросселирования ЭНА имеет неоспоримое преимущество, так как для регулировки тяги и массового соотношения компонентов в ГГ-цикле необходимы дополнительные регуляторы на трубопроводах, что не нужно в ЭН-цикле.

Величина угловой скорости насоса горючего была снижена до 60000 с^{-1} с 124400 с^{-1} для подбора существующего электродвигателя.

4.2.1 Масса насосов

Масса насосов определяется аналогично пункту 4.1.1 за исключением того, что в формуле для насоса горючего используется значение частоты вращения, соответствующей ему, так как насосы расположены на разных роторах.

4.2.2 Масса электродвигателей

Масса двигателя находится путем определения удельной выходной механической мощности двигателя:

$$\delta_{\text{эд}} = \frac{N_{\text{эд}}^{\text{ввых}}}{m_{\text{эд}}}$$

Где $\delta_{\text{эд}}^i$ – удельная выходная механическая мощность электродвигателя, $N_{\text{эд}}^{\text{ввых}}$ – выходная мощность электродвигателя.

В предположении, что механические потери между насосами и двигателем отсутствуют, масса двигателя определяется как:

$$m_{\text{эд}}^i = \frac{N_i}{\delta_{\text{эд}}^i},$$

где N_i – мощность соответствующего насоса.

Значения удельной выходной механической мощности были взяты из [11], соответствующих заданным частотам вращения и мощностям насосов, рассчитанных в пунктах 2 и 3 соответственно.

4.2.3 Масса инверторов

Аналогичным образом определяется удельная выходная электрическая мощность инвертора:

$$\delta_{\text{инв}} = \frac{N_{\text{инв}}^{\text{ввых}}}{m_{\text{инв}}}$$

Поскольку отношение механической выходной мощности двигателя к электрической выходной мощности преобразователя представляет собой КПД двигателя, масса преобразователя определяется как:

$$m_{\text{инв}}^i = \frac{N_i}{\delta_{\text{инв}} \cdot \eta_{\text{эд}}^i}.$$

КПД электродвигателей были также взяты из [11], а удельная выходная электрическая мощность инвертора, который является одинаковым для обоих моторов, из [12], который соответствует модели Phoenix ICE HV 80.

4.2.4 Масса батарейного блока (ББ).

В данной работе был взят литий-ионный аккумулятор, так как он обладает более высокой мощностью и плотностью энергии [13], что обеспечивает снижение массы батарейного блока, а также оптимальное значение времени разряда для первой ступени ракеты-носителя. Время разряда определяется принятым равным времени работы двигателя.

Для оценки массы аккумуляторного блока существуют два фактора: плотность мощности и плотность энергии. Поэтому определение массы ББ будет произведено двумя

способами, а затем выбрано наибольшее значение для создания нужного запаса по массе.

Требуемая электрическая мощность батарейного блока определяется как:

$$N_{\text{ББ}} = N_{\text{ИНВ}}^{\text{ВХ}} = \frac{N_{\text{ИНВ}}^{\text{ВЫХ}}}{\eta_{\text{ИНВ}}} = \frac{N_{\text{ЭД}}^{\text{ВЫХ}}}{\eta_{\text{ИНВ}} \cdot \eta_{\text{ЭД}}} =$$

$$= \frac{N_{\text{ОК}}}{\eta_{\text{ИНВ}}^{\text{ОК}} \cdot \eta_{\text{ЭД}}^{\text{ОК}}} + \frac{N_{\text{Г}}}{\eta_{\text{ИНВ}}^{\text{Г}} \cdot \eta_{\text{ЭД}}^{\text{Г}}},$$

КПД инверторов были взяты из [12].

4.2.4.1 Определение массы ББ по плотности мощности

Если ввести плотность мощности элемента батареи, то масса блока батарей, ограниченная по мощности, может быть представлена как:

$$m_{\text{ББ}}^N = k_{\text{ББ}} \cdot \frac{N_{\text{ББ}}}{\delta_{\text{ББ}}^N},$$

где $k_{\text{ББ}} = 1,1$ – конструктивный запас для учета массы необходимых компонентов БА, $\delta_{\text{ББ}}^N$ – плотность мощности элемента батареи [12].

4.2.4.2 Определение массы ББ по плотности энергии

Другим ограничением является плотность энергии. Практически доступная энергия является функцией времени разряда (т.е. времени горения). Требуемая электрическая энергия аккумуляторного блока выражается введением энергетической эффективности элемента батареи:

$$E_{\text{ББ}} = \frac{N_{\text{ББ}} \cdot t_{\text{Г}}}{\eta_E},$$

где $\eta_E = 0,093 \cdot \ln(t_{\text{Г}}) + 0,3301$ – энергетическая эффективность элемента батареи, которая является функцией от времени разряда аккумулятора.

Масса батарейного блока с ограничением по энергии задается плотностью энергии батареи:

$m_{\text{ББ}}^E = k_{\text{ББ}} \cdot \frac{E_{\text{ББ}}}{\delta_{\text{ББ}}^E}$, где $\delta_{\text{ББ}}^E$ – плотность энергии ББ.

Таблица 2

Результаты расчётов массы элементов циклов

Элементы циклов	Масса элементов, кг	
	ГГ цикл	ЭН цикл
Турбина	6,5	-
Насос окислителя	1,7	1,7
Насос горючего	3,5	2,8
ТНА	11,7	-
Газогенератор	1,4	-
Окислитель для ГГ	34,1	-
Горючее для ГГ	29,2	-
Окислитель	3561	3469
Горючее	941,5	896,5
Бак окислителя	134,7	131,6
Бак горючего	101,6	97,6
Электродвигатель для насоса окислителя	-	55,3
Электродвигатель для насоса горючего	-	41,9
Инвертор для насоса окислителя	-	2,4
Инвертор для насоса горючего	-	3,1
Батарейный блок	-	135,2
Итоговая масса цикла	4815,1	4838
Масса ракеты-носителя	7150	7172,8

Таким образом масса батарейного блока:

$$m_{\text{ББ}} = \text{MAX}(m_{\text{ББ}}^N, m_{\text{ББ}}^E).$$

4.2.5 Масса топливных баков и топлива

Масса топливных баков и топлива рассчитывается аналогично пункту 4.1.4.

Наконец масса цикла с двумя ЭНА:

$$m_{\text{ЭНА}} = m_{\text{НЭНА}}^{\text{OK}} + m_{\text{НЭНА}}^{\Gamma} + m_{\text{ЭД}}^{\text{OK}} + m_{\text{ЭД}}^{\Gamma} + m_{\text{ИНВ}}^{\text{OK}} + m_{\text{ИНВ}}^{\Gamma} + m_{\text{ББ}} + m_{\text{ОКЭНА}} + m_{\text{ГЭНА}} + m_{\text{БЭНА}}^{\text{OK}} + m_{\text{БЭНА}}^{\Gamma}$$

5. Результаты

Ниже в таблице 2 представлены результаты расчета массы всех компонентов газогенераторного и электронасосного циклов, а также масса всей ракеты-носителя для сравнения.

Из таблицы 2 видно, что замена традиционного ТНА на ЭНА приводит к тому, что масса ракеты-носителя возрастает на 22,8 кг., что составляет 0,32% от начальной массы РН с газогенераторным циклом.

Несмотря на то, что масса увеличилась не значительно, с точки зрения оценки массы, электронасосный цикл все так же не рентабелен для использования в качестве основного насоса ЖРД.

Если рассматривать общую схему, как на рисунке 1, с одним электродвигателем, который питает оба насоса, то некоторые преимущества ЭНА перед ТНА обесцениваются.

Учитывая разницу в массе ракеты-носителя с ТНА и ЭНА есть смысл сравнить данную замену с точки зрения идеальной скорости полета:

$$V_j = I_{\text{уз}} \cdot \mu_k^j,$$

Где индекс j определяет тип цикла, а μ_k^j – массовое число ракеты.

Результаты сравнения идеальной скорости полета приведены в таблице 3, откуда

видно, что замена ТНА на ЭНА также уменьшает идеальную скорость полета ракеты-носителя, что в очередной раз показывает несовершенство электронасосного цикла.

6. Заключение

В данном исследовании производилась оценка массы электронасосного цикла в сравнении с газогенераторным циклом. Была проведена оценка перспективности замены турбонасосного агрегата в двигателе LE-13 с земной тягой в 83,35 кН на электронасосный агрегат и сделаны следующие выводы.

ЭНА в разы упрощает схему жидкостного ракетного двигателя, упрощает процесс запуска двигателя, а также позволяет регулировать расход и соотношение компонентов с помощью регулировки расхода насоса.

Несмотря на упрощение схемы ЖРД замена ТНА на два ЭНА увеличивает массу всего двигателя на 0,32% от начальной массы РН с газогенераторным циклом, что ставит под вопрос рентабельность данного решения.

Увеличение массы снижает идеальную скорость полета ракеты-носителя на 7,5%, что только доказывает несовершенство схемы с двумя ЭНА в сравнении с газогенераторным циклом.

Несмотря на все преимущества и недостатки, использование ЭН цикла в конечном итоге становится для конструктора проблемой компромисса. С одной стороны ЭНА упрощает схему ЖРД, а с другой увеличивает конечную массу. Однако, стоит отметить, что в сравнении с исследованиями, которые проводились до 2023, разница массы ГГ цикла и ЭН цикла уменьшается. Это доказывает, что технический прогресс в области электродвигателей и аккумуляторных технологий делает ЭН цикл достаточно привлекательной альтернативой для ракетных двигателей, установленных на сверхлёгкие ракеты-носители благодаря своей простоте, что позволит экономить средства и снижать стоимость единицы полезной нагрузки.

Таблица 3

Результаты расчёта идеальной скорости полёта

Показатель	ГГ цикл	ЭН цикл
Идеальная скорость полета, км/с	8,01	7,44

Литература

1. Johnsson G., Bigert M. Development of small centrifugal pumps for an electric propellant pump system // *Acta Astronaut.* 1990. Vol. 21. P. 429–438. Doi: 10.1016/0094-5765(90)90060-X.
2. Schneider S.J. Low thrust chemical rocket technology // 43rd Congress of Int. Astronautical Federation. 1992. IAF Paper 92-0669.
3. Компания Rocket Lab [Электронный ресурс]. 2017. URL: <https://www.rocketlabusa.com/launch/electron/> (дата обращения: 07.11.2023).
4. Technology development of an electrically driven pump fed storable liquid bi-propellant for a Mars ascent vehicle / D. Vaughan, B. Nakazono, A. London [et al.] // 68th Intl. Astronautical Congress, IAC. 2017. IAC-17-C4.3.8. Doi: 10.1016/j.ast.2018.02.033.
5. Analytical estimation of electropump supply system application reasonability for liquid rocket engines / A. Dibrivny, A. Prokchuk, V. Shul'ga [et al.] // *Proc. of Space Propuls.* 2016. SP2016-3124965. DOI: 10.1016/j.ast.2018.02.033.
6. Егорычев В. С. Термодинамический расчёт и проектирование камер ЖРД с СПК TERRA: учеб. пособие / Издательство Самарского государственного аэрокосмического университета. Самара, 2013. 108 с.
7. Трусов Б. Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий // Труды XIV Межд. конф. по химической термодинамике. СПб, 2002. С. 235–240.
8. Матвеев В. Н., Сулинов А. В. Проектный расчёт осевых турбин турбонасосных агрегатов ЖРД: учебное пособие (вариант рабочей электронной версии) / Издательство Самарского государственного аэрокосмического университета. Самара, 2012. 98 с.
9. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчёт агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1971. 539 с.
10. Ермаков П. А. Особенности регулирования тяги в жидких ракетных двигателях // *Актуальные проблемы авиации и космонавтики.* 2019. Т. 1. С. 210–211.
11. Design and Analysis of the High-Speed Permanent Magnet Motors / Q. Shen, Z. Zhou, S. Li [et al.] // *A Review on the State of the Art. Machines.* 2022. Vol. 10. P. 549. Doi: 10.3390/machines10070549.
12. Tacca H. E., Lentini D. Electric Feed Systems for Liquid Propellant Rocket Engines // *Technical Report.* 2010. DOI: 10.13140/2.1.4431.9042.
13. Kwak H.-D., Kwon S., Choi C.-H. Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle // *Aerosp. Sci. Technol.* 2018. Vol. 77. P. 67–82. Doi: 10.1016/j.ast.2018.02.033.

COMPARATIVE ANALYSIS OF THE MASS CHARACTERISTICS OF TUR-BOPUMP AND ELECTRIC PUMP UNITS IN THE LIQUID RATES OF THE FIRST STAGES OF LAUNCH ROCKETS

I. P. Matveev, A. A. Chizhov, D. I. Bagautdinov

In this paper, the authors investigated the system of propellant supply to the combustion chamber (CC) of the first stages of a liquid-propellant rocket engine. Depending on the purpose of the rocket engine, either a turbo-pump system of fuel supply or a displacement system is used. The displacement system is used for low thrust and short-term engine operation, as well as for flights in outer space, so this scheme is not considered in this article. The turbopump system of fuel supply is more preferable for the first stages of launch vehicles (LV), as it can provide the necessary pump power to achieve the required engine thrust. However, TNA is a complex system with complicated manufacturing technology. In this regard, this paper proposes to replace the turbopump unit with an electric pump unit, which will greatly simplify the production, operation and circuit diagram of liquid rocket engines.

Key words: fuel supply system; pump fuel supply system; electric pump fuel supply system; gas generator cycle; electric pump cycle; mass; battery pack; electric motor; launch vehicle.

Статья поступила в редакцию 07.11.2023 г.

© Matveev I. P., Chizhov A. A., Bagautdinov D. I., 2023.

Matveev Ilya Pavlovich (ilyami200263@gmail.com), IVth year student;

Chizhov Artyom Alekseevich (tchizhov.aptemui@yandex.ru), IVth year student;

Bagautdinov Danil Ildarovich (timberm4n.bagautdinov@yandex.ru),

IVth year student of the Institute of Engines and Power Plants of Samara University,
443086, Russia, Samara, Moskovskoye shosse, 34.