
УДК. 621.4

Структурно-функциональная схема авиационной вспомогательной силовой установки на базе топливных элементов

Л.С. Яновский, В.В. Крымов, И.В. Завалишин, П.Н. Берёзко

Аннотация

В статье рассмотрены основные особенности функционирования газотурбинной вспомогательной силовой установки современного пассажирского самолёта. Проанализированы основные технические и эксплуатационные характеристики топливных элементов, и установлена целесообразность их применения в качестве энергетической установки на гражданских дальнемагистральных самолётах. Предложена функциональная схема авиационной энергетической установки на базе батареи твёрдополимерных топливных элементов, обеспечивающей эффективное выполнение всех функций вспомогательной силовой установки.

Ключевые слова:

вспомогательная силовая установка; батарея топливных элементов; углеводородное топливо; энергетическая установка; гражданская авиация

Традиционная газотурбинная авиационная вспомогательная силовая установка (ВСУ) предназначена для питания самолётных систем горячим сжатым воздухом и электроэнергией переменного тока на аэродромах при отсутствии наземных источников питания.

Отметим основные особенности газотурбинных ВСУ: работа на малых и средних высотах над уровнем моря (до 7000 м) и скоростях полёта не выше 550 км/ч; сложность запуска в условиях низкой температуры воздуха; сравнительно малый ресурс (до 2000 часов); невысокий коэффициент полезного действия (КПД) (до 35%); высокий уровень шума (80-90 дБА); сравнительно высокая стоимость жизненного цикла [1].

Исходя из современных тенденций развития гражданской авиационной техники, можно предположить, что в среднесрочной перспективе произойдет переход от использования сравнительно малоэффективных тепловых машин в качестве ВСУ к электрохимическим источникам энергии, основанным на «холодном» горении водорода или других горючих элементов [2]. При выполнении поисковой научно-исследовательской работы, проводимой Российским государственным университетом инновационных технологий и предпринимательства в рамках Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 гг., было установлено, что авиационная вспомогательная силовая установка на базе батареи топливных элементов (ТЭ) будет более эффективно выполнять основные функции за счёт лучших удельных показателей и вдвое более высокого КПД, а стоимость её жизненного цикла будет ниже.

Топливные элементы энергетически более эффективны, чем тепловые двигатели, поскольку для них нет термодинамического ограничения коэффициента использования энергии. Коэффициент полезного действия топливных элементов составляет около 50%, в то время как КПД тепловых двигателей 25-45%, а КПД паротурбинных энергетических установок не превышает 60%. При использовании тепла и воды эффективность топливных элементов еще больше увеличивается. Кроме этого, важным преимуществом топливных элементов является их экологичность и низкий уровень шума, создаваемого при работе [3].

Отметим, что в топливных элементах в качестве горючего могут также применяться уголь, окись углерода, спирты, гидразин, другие органические вещества, а в качестве окислителей - воздух, перекись водорода, хлор, бром, азотная кислота. При этом воздух – оптимальный вид окислителя для авиационной ВСУ на ТЭ. Кроме этого, батареи ТЭ подходят для применения в авиационной технике по своим массогабаритным и удельным энергетическим характеристикам.

Возможность применения ВСУ на базе батареи топливных элементов в авиации формирует предпосылки для создания самолёта, у которого в целях улучшения управляемости и повышения надёжности бортовые пневмо- и гидросистемы будут заменены электрическими. Предполагается, что работа всех органов управления таким самолётом, уборка и выпуск шасси, торможение колёс шасси будут осуществляться только электрическими исполнительными механизмами. Двигатели такого самолёта не будут иметь коробок приводов различных агрегатов, а вся необходимая для работы бортовых систем электроэнергия будет поступать от встроенных в двигатели стартер-генераторов или авиационной ВСУ. В основных двигателях самолёта и бортовой ВСУ предполагается использовать магнитные подшипники, питаемые электрическим током. Воздух в систему

кондиционирования и вентиляции пассажирского салона самолёта будет подаваться компрессором, оснащённым электроприводом. Оценки показывают, что указанные мероприятия приведут к снижению взлётной массы дальнемагистрального самолёта на 10-15%, позволят снизить расход топлива на 8-12% и себестоимость жизненного цикла – на 5%.

Анализ потребности в электрической мощности на различных режимах полета показал: На критических режимах максимально располагаемые и потребные пиковые мощности равны, а на длительных крейсерских режимах и на взлете располагаемая мощность значительно превышает потребную, а отсутствие отборов мощности и воздуха у маршевых двигателей позволяет увеличить дальность полета.

В процессе полёта всегда может возникнуть ситуация, когда маршевые двигатели самолёта потребуется остановить, а затем запустить вновь. Поэтому для повторного запуска выключенных двигателей современный пассажирский самолёт, оборудованный газотурбинной ВСУ, вынужден спускаться до высоты 5-7 км, только после чего лётчики могут попытаться повторно запустить двигатели (рисунок 1).

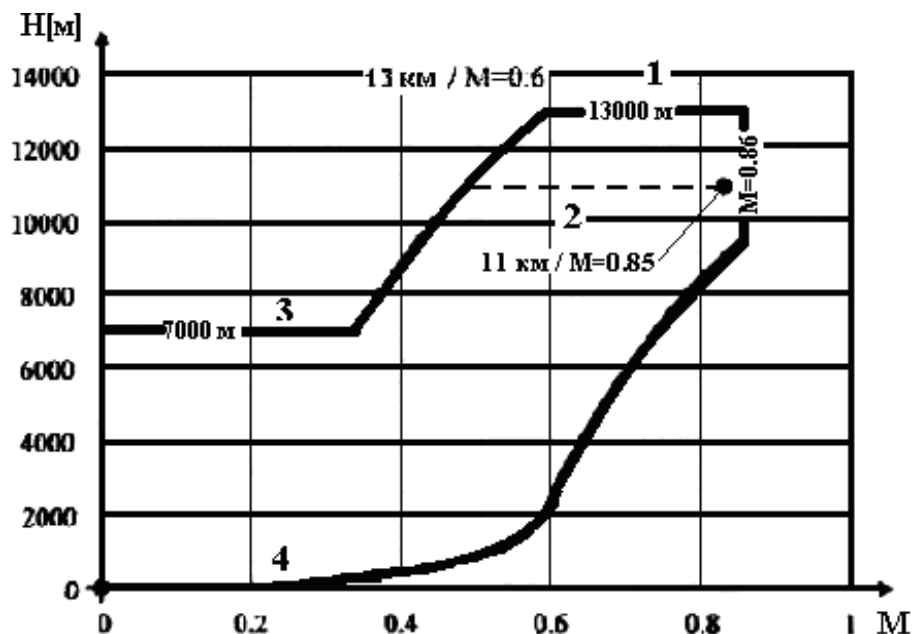


Рисунок 1 – Циклограмма полёта дальнемагистрального пассажирского самолёта:

- 1 - предельный режим полёта по высоте; 2 - крейсерский режим полёта;
- 3 - режим полёта, при котором возможен запуск маршевых двигателей на высоте;
- 4 - взлётный режим.

В перспективном самолёте в целях повышения безопасности полётов необходимо, чтобы авиационная ВСУ могла обеспечивать запуск маршевых двигателей на любой высоте. На большой высоте из-за кратковременности режима для питания ВСУ можно использовать воздух от компрессоров системы жизнеобеспечения. В систему жизнеобеспечения перспективного самолёта входят регулируемые компрессора с электрическим приводом, которые на выходе поддерживают постоянное давление 0,85 ата вне зависимости от изменения давления воздуха за бортом. Для функционирования такой системы требуется, чтобы расход воздуха в авиационной ВСУ не был больше, чем расход воздуха в системе жизнеобеспечения. То есть авиационная ВСУ должна функционировать с минимально возможными значениями коэффициента избытка воздуха.

Наиболее общая схема авиационной энергетической установки на базе топливных элементов приведена на рисунке 2.

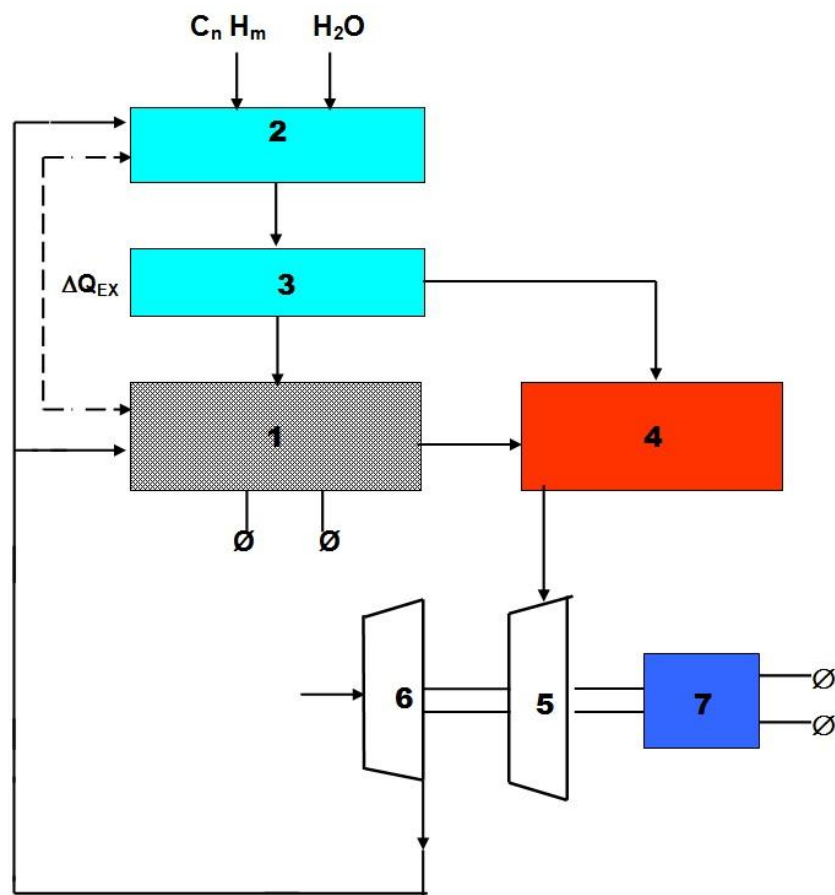


Рисунок 2 – Схема авиационной энергетической установки на базе топливных элементов
 1 - батарея топливных элементов; 2 - реактор-конвертор; 3 - сепаратор водорода из синтез-газа; 4 - дожигающее устройство (каталитическая камера сгорания); 5 - газовая турбина; 6 - воздушный компрессор; 7 - электрический генератор.

Данная схема предполагает использование в качестве топлива керосина. В ее составе предусмотрен реактор–конвертор, в котором керосин преобразуется в синтез-газ методом автотермического риформинга, включающего в себя парциальное окисление керосина (оксипиролиз) и паровую конверсия продуктов оксипиролиза. Процесс оксипиролиза протекает без избытка воды за счет использования в реакторе-конверторе нанокаталитических мембран.

В батарее топливных элементов (БТЭ) энергетической установки (ЭУ) поддерживается температура 1223К (950°С). Избыточное тепло отводится главным образом за счет расхода воздуха (коэффициент избытка воздуха по отношению к топливу > 1). Температура снаружи изоляции при этом составляет около 400 К. Предполагается, что в батарее используется 90% синтез-газа. Остатки горючих компонентов дожигаются в дожигающем устройстве. Конструктивно дожигающее устройство выполнено в виде камеры сгорания перед газовой турбиной. Температура после дожигающего устройства оказывается на уровне 1300К. Продукты дожигания срабатывают на газовой турбине, приводящей в движение воздушный компрессор. Избыточная мощность турбины используется для выработки дополнительной электрической мощности посредством электрического генератора. Вклад генератора в общую выработку электрической энергии составляет около 18...23%.

Для ЭУ важное значение имеет выбор оптимального значения относительной мощности БТЭ $\bar{P} = \frac{P}{P_{MAX}}$, характеризующей энергетический потенциал установки [4]. При увеличении \bar{P} в связи с ростом электрического КПД улучшается топливная эффективность БТЭ, однако при этом габариты и масса ЭУ возрастают. Поэтому выбор оптимального значения относительной мощности БТЭ (и соответственно электрического КПД БТЭ) в значительной степени зависит от применения ЭУ на конкретном типе самолета. На основании результатов математического моделирования АВСУ авторами были получены зависимости массы расходуемых батарейей основного топлива и дополнительных реагентов M_{OT+DR} , полной массы ЭУ $M_{ЭУ+ЕОТДР}$ (включающей сухую массу ЭУ и массу емкостей для хранения ОТ и ДР), суммарной массовой эффективности ЭУ $M_{ЭУ} = M_{OT+DR} + M_{ЭУ+ЕОТДР}$ и коэффициента отношения сопротивлений KR от относительной мощности БТЭ \bar{P} .

При уменьшении \bar{P} из-за уменьшения массы турбокомпрессорного блока вначале полная масса ЭУ $M_{ЭУ+ЕОТДР}$ падает, однако в дальнейшем из-за значительного роста массы

БТЭ она заметно увеличивается. Оптимальная точка, соответствующая минимуму $M_{МЭЭУ}$. Уменьшение \bar{P} с 1 до 0,73 позволяет уменьшить $M_{МЭЭУ}$ для данной схемы приблизительно на 100кг.

Основным элементом, определяющим массу и габариты авиационной ВСУ, создаваемой на базе топливных элементов, является топливная батарея. Массо-габаритные характеристики топливной батареи определяются величиной удельной мощности $N_{уд}$, т.е. мощности, развиваемой 1 кг массы конструкции топливной батареи:

$$N_{уд} = \frac{P_{уд} \cdot S_{AC}}{\rho_c},$$

где:

- $P_{уд}$ – удельная мощность, получаемая с единицы активной поверхности топливного элемента;
- S_{AC} – площадь активной поверхности, приходящаяся на единицу объема конструкции топливной батареи;
- ρ_c – средняя плотность конструкции топливной батареи.

Применение новых тонкопленочных технологий дает возможность значительного увеличения роста мощности топливных элементов при увеличении давления рабочей среды. Так, например, увеличение давления рабочей среды в ТОТЭ с 0,1 МПа до 0,7 МПа приводит к увеличению величины $P_{уд\ MAX}$ более чем в два раза.

Поэтому в качестве основы конструкции авиационной батареи ТОТЭ были выбраны трубчатые тонкопленочные твердооксидные топливные микроэлементы (рисунок 3).

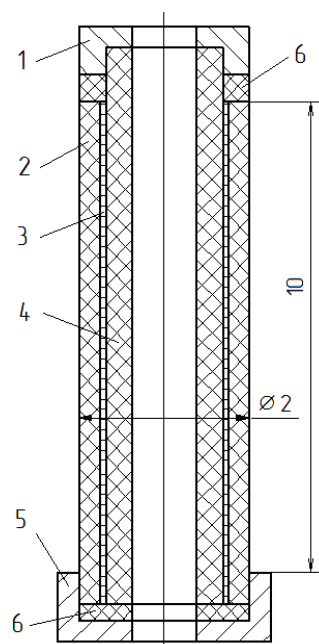


Рисунок 3 - Схема конструкции трубчатого микро ТОТЭ

1 – анодный токосъем; 2 – катод (10 ... 50 мкм); 3 – электролит тонкопленочный (10 ... 50 мкм); 4 – анод несущий (300 ... 500 мкм); 5 – катодный токосъем; 6 – изолятор.

Для оценки основных массогабаритных и энергетических показатели конструкции микро ТОТЭ, длина активной части топливного микроэлемента была принята равной 10 мм, внешний диаметр – 2 мм, толщина стенки – 0,5 мм. В качестве несущего элемента используется анод, изготавливаемый из кермета (смеси никеля высокой чистоты с керамикой оксида циркония, стабилизированной иттрием). Материал анода пористый с характерной степенью пористости $\varepsilon_A = 50\%$. Плотность кермета без учета пор по твердой фазе $\rho_A = 6,87 \text{ г/см}^3$. Тогда объем, занимаемый анодом $V_A = 23,5 \text{ мм}^3$, масса анода $M_A = 0,0809 \text{ г}$.

При изготовлении ТОТЭ на внешнюю поверхность анода наносится слой твердого электролита, представляющего собой керамику оксида циркония, стабилизированную окисью иттрия. В отличие от материала анода электролит пор не имеет. При толщине электролита $\delta_E = 40 \text{ мкм}$ и плотности электролита $\rho_E = 5,9 \text{ г/см}^3$ масса электролита, нанесенного на анод, составляет $M_F = 0,0148 \text{ г}$.

Катод топливного элемента состоит из керамики манганита лантана стронция, наносимого на поверхность электролита тонким слоем толщиной 20 мкм. Катод пористый с характерной степенью пористости $\varepsilon_C = 30\%$. Плотность манганита по твердой фазе без учета пор $\rho_C = 6,57 \text{ г/см}^3$.

Авторами был проведен расчет электрических мощностей ВСУ и расхода компонентов топлива, а также расчет температурных режимов и массогабаритных показателей:

Масса катода равна 0,0058 г.

Общая масса одного микро ТОТЭ равна 0,101 г.

При объединении 15 микро ТОТЭ в один электрогенерирующий блок то общую массу ТОТЭ можно принять равной 1,5 г.

Было принято, что масса конструктивных элементов, входящих в конструкцию блока ТОТЭ и обеспечивающих крепление в блоке, сбор и отвод выработанной электроэнергии, подвод рабочих газов, будет составлять 40% от общей массы ТОТЭ в блоке.

Общая масса одного блока равна $M_I = 2,1 \text{ г}$.

Объем, занимаемый блоком равен $V_{al} = 1,6 \cdot 1 \cdot 1 = 1,6 \text{ см}^3$.

Площадь активной поверхности, приходящаяся на 1 см^3 объема блока топливных элементов:

$$S_{AC} = \frac{S_{a1}}{V_{a1}} = \frac{9,423}{1,6} = 5,89 \text{ см}^2/\text{см}^3$$

что в десять раз больше аналогичного показателя у существующих блоков ТОТЭ с толстым слоем электролита.

Максимальная электрическая мощность, вырабатываемая блоком ТОТЭ при максимальной удельной поверхностной мощности в условиях нормального давления рабочих сред $0,6 \text{ Вт}/\text{см}^2$ $P_1^0 = 0,6 \cdot 9,423 = 5,654 \text{ Вт}$, максимальная сила тока, вырабатываемая

одним блоком для $U = 0,5 \text{ В}$ при $K_R = 1$ $I = \frac{P_1^0}{U} = \frac{5,654}{0,5} = 11,3 \text{ А}$, максимальная удельная

(массовая) мощность, развиваемая одним блоком ТОТЭ при нормальном давлении рабочих сред:

$$P_{\text{вд}}^0 = \frac{P_1^0}{M_1} = \frac{5,654}{2,1} = 2,693 \text{ кВт}/\text{кг}$$

Топливные микроэлементы с описанными выше массогабаритными и энергетическими характеристиками были приняты в качестве рабочих топливных элементов при рассмотрении возможных вариантов авиационных ВСУ на ТОТЭ.

Коэффициент использования топлива в топливной батарее принимался $k_{\text{ИТ}} = 0,9$.

Степенной показатель влияния давления реакционных сред на максимальную мощность ТОТЭ был принят $n = 0,45$.

Максимальное значение удельной поверхностной мощности микро ТОТЭ при его работе на авиационном керосине и атмосферном воздухе – $P_{\text{вд MAX}}^0 = 0,56 \text{ Вт}/\text{см}^2$.

С точки зрения обеспечения минимальной массы батареи ТОТЭ можно было бы выбрать расчетную мощность, равную максимальной, где $K_R = 1$. Но при этом электрический КПД будет составлять лишь 50 %, что в итоге снизит общий КПД силовой установки. Поэтому расчетную мощность целесообразно выбирать меньше максимальной мощности в области, где $K_R > 1$, а электрический КПД больше 50 %. Повышение электрического КПД с одной стороны приводит к росту массы батареи, но с другой стороны уменьшает потребные расходы воздуха, топлива и воды. Последнее обстоятельство связано с уменьшением массы турбокомпрессорного блока, запаса керосина и воды на борту самолета.

В результате оптимизации было найдено оптимальное значение относительной мощности батареи \bar{P} , равное 0,73, что соответствует отношению сопротивлений $K_R = 3.163$. Для соблюдения теплового баланса в батарее и обеспечения коэффициента избытка воздуха не менее 1.0 относительная мощность для данной ВСУ должна быть $\bar{P} > 0.47$. При $\bar{P} < 0.47$ КПД батареи возрастает настолько, что тепловыделения в ней не хватает для обеспечения рабочей температуры на уровне 950°C.

Результаты теоретического и экспериментального исследования позволили сделать ряд выводов. Применение АВСУ на базе микро ТОТЭ позволит в полном объеме обеспечить потребности в электроэнергии на борту самолета, как на земле, так и на всех режимах полета. В случае необходимости перспективная ВСУ обеспечит возможность автономного запуска маршевых двигателей самолёта на любой высоте полёта, а концентрация вредных веществ в выхлопных газах не будет превышать уровень концентрации вредных веществ, рекомендуемый нормами ICAO (International Civil Aviation Organization) для двигательной или энергетической установки мощностью до 500 кВт. Приведенная масса рассматриваемого перспективного источника электроэнергии будет в среднем на 10-15% меньше приведенной массы традиционной газотурбинной ВСУ той же мощности. Источник электроэнергии на базе ТЭ является полностью автономным и не будет зависеть от работы маршевых двигателей. При этом он лишен недостатков традиционных газотурбинных ВСУ таких как: ограничение по рабочим высотам (до 7000м), ограничение по работе на скорости полета свыше 550км\ч., сложность запуска при низкой температуре воздуха, высокий уровень шума. Эффективный КПД АВСУ на базе ТОТЭ не ниже 40%, т.е. не ниже максимально возможного КПД электрогенераторов, установленных на маршевых двигателях. А исключение необходимости в получении электроэнергии от генераторов расположенных на маршевых двигателях, позволит не только снизить массу самолета и повысить мощность двигателей (отсутствие генераторов), но и увеличить дальность полета и снизить расход топлива.

Библиографический список

1. А.А. Харин, О.Е. Никитина. Инновационные технологии применения топливных элементов в гражданской авиации // Актуальные вопросы современной техники и технологии: Сборник докладов II-й Международной научной заочной конференции (Липецк, 2 октября 2010 г.) / Под. ред. А.В. Горбенко, С.В. Довженко. – Липецк: Издательский центр «Де-факто», 2010.– С. 209-211.

2. Шигабиев Т.Н., Яновский Л.С. Физический и химический хладоресурс углеводородных топлив. – Казань: Мастер-Лайн, 2000. - 239 с.

3. Коровин Н.В. Топливные элементы и электрохимические установки – М.: изд. МЭИ, 2005, 278 с.

4. L.S. Yanovskiy, A.V. Baykov. Solid Oxide Fuel Cells on Hydrocarbon Auto Thermal Decomposition Products for Advanced Aviation Power Unit, ISABE–2009–1107, Montreal, Canada, 2009.

Сведения об авторах

Яновский Леонид Самойлович, начальник отдела топлив и химмотологии Центрального института авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, д.т.н., профессор, e-mail:yanovskiy@ciam.ru.

Крымов Валентин Владимирович, профессор Российского государственного университета инновационных технологий и предпринимательства, д.т.н., e-mail:rassiec@mail.ru

Завалишин Игорь Владимирович, доцент Российского государственного университета инновационных технологий и предпринимательства, к.т.н., e-mail:rassiec@mail.ru

Берёзко Павел Николаевич, младший научный сотрудник Российского государственного университета инновационных технологий и предпринимательства, e-mail:rassiec@mail.ru.