

УДК 378.046 : 621.4

Альтернативные варианты энергоустановок для авиационных двигателей на базе топливных элементов

Л.С. Яновский, В.В. Крымов, А.Г. Финогеев

Аннотация:

В статье рассмотрены альтернативные варианты энергетических установок, используемых в качестве вспомогательных силовых установок авиационных двигателей, и созданных на базе топливных элементов. Представлены схемы энергоустановок, использующие топливные элементы различной конструкции и работающие на различном топливе. Выполнена оценка вариантов энергоустановок.

Ключевые слова:

авиационная силовая установка, авиационное топливо, вспомогательная силовая установка, топливные элементы, реактор–конвертор.

Задача о выборе оптимальной схемы авиационной энергетической установки (ЭУ) будет рассмотрена как многокритериальная проблема, связанная с рядом дополнительных ограничений. В качестве первоочередного критерия для выбора типа и конструкции энергетической установки применительно к условиям авиации предложено рассматривать весовую нагрузку на летательный аппарат. Дополнительные ограничения связаны, в основном, с типом применяемого топлива. Если для питания энергетической установки применяется жидкое авиационное топливо, используемое маршевыми двигателями самолета, то из него необходимо получать водород. Для этого на борту самолета должен быть расположен специальный реактор (реактор-конвертор). В случае применения твердополимерных топливных элементов (ТПТЭ), работающих на авиационном топливе, помимо реактора-конвертора в состав энергетической установки должна входить система селективного выделения водорода, которая бы позволяла получать чистый водород для работы ТПТЭ.

Сравнение топливной эффективности ЭУ на ТЭ проводилось для 3-х базовых схем,

показанных на рисунках 1 - 3:

– ЭУ на базе батареи твердооксидных ТЭ (ТОТЭ), использующих керосин в качестве основного топлива (ОТ) и в воду (H₂O) в качестве дополнительного реагента (ДР) (схема 1, вариант 1);

– ЭУ на базе батареи ТОТЭ, использующих в качестве ОТ водород и в качестве ДР при необходимости кислород O₂ (схема 2, варианты 2-4);

– ЭУ на базе батареи твердополимерных ТЭ (ТПТЭ), использующих в качестве ОТ водород H₂ (схема 3, варианты 5-9).

ЭУ схемы 1 (рисунок 1) предполагает использование в качестве топлива керосина. В ее составе предусмотрен реактор–конвертер, 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 нанокаталитических мембран.

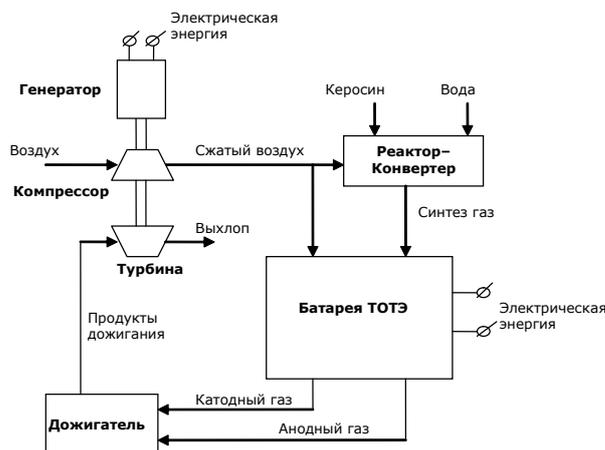


Рисунок 1 - Общая схема ЭУ на базе ТОТЭ с использованием керосина (схема 1)

В батарее 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 камере дожигания. Конструктивно дожигатель выполнен в виде камеры сгорания перед турбиной. Температура после дожигателя оказывается на уровне 1300К. Продукты дожигания срабатывают на турбине, служащей в качестве привода компрессора. Избыточная мощность турбины используется для выработки дополнительной электрической мощности посредством электрического генератора. Вклад генератора в общую выработку электрической энергии составляет около 18...23%.

ЭУ схемы 2 (рисунок 2) представляет собой вспомогательную силовую установку (ВСУ) на базе ТОТЭ, работающую на водороде и допускающую кислородное форсирование на кратковременных пиковых режимах.

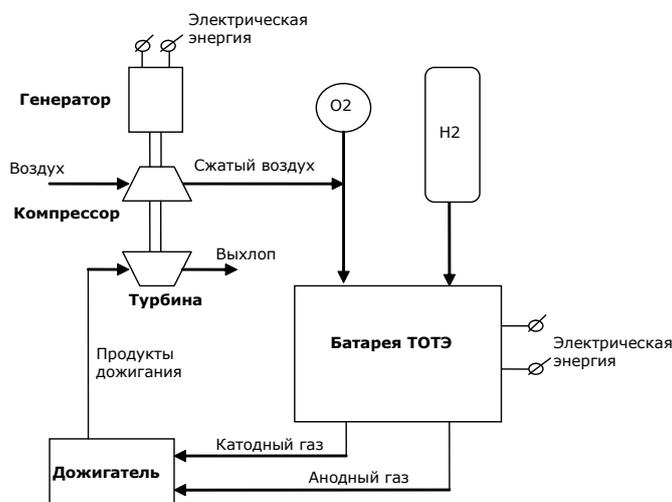


Рисунок 2 - Общая схема ЭУ на базе ТОТЭ с использованием водорода (схема 2)

Организация кислородного форсирования батареи на кратковременных пиковых режимах позволяет значительно уменьшить габариты и массу основной батареи, работающей на воздухе [3]. В данной схеме ЭУ отсутствует реактор-конвертор, но присутствуют баллоны с водородом и кислородом (рисунок 2).

В батарее этой ЭУ также поддерживается высокая температура на уровне 1223К. Температура снаружи изоляции при этом составляет 375К. Основная часть избыточного тепла в батарее отводится за счет расхода воздуха (коэффициент избытка воздуха по отношению к водороду > 1). Другая часть тепла отводится за счет подогрева водорода и тепловых утечек. В батарее используется 90% H₂. Остатки H₂ доокисляются в камере дожигаения (конструктивно она также выполнена в виде камеры сгорания перед турбиной). Температура после камеры дожигаения оказывается на уровне 1400К. Продукты дожигаения поступают на турбину, приводящую компрессор. Также как в ЭУ схемы 1 избыточная мощность турбины используется для выработки дополнительной электрической мощности посредством электрического генератора. Вклад генератора в общую выработку электрической энергии составляет до 15...18%.

В схеме 3 (рисунок 3) обращает на себя внимание присутствие контура охлаждения с целью термостабилизации батареи. Для обеспечения давления в батарее не ниже 0,8 атм., как это рекомендуется в [3], в схеме присутствует компрессор со степенью сжатия не менее 4, так

как на высоте 12 км (максимальной высоте крейсерского полета) наружное давление оказывается на уровне 0,2 атм. После компрессии воздух нагревается до температуры более 100°C, в то время как рабочая температура в батарее с учетом тепловыделения в ней должна оставаться на уровне 75°C [3]. Поэтому воздух не может использоваться для охлаждения батареи и в схеме 3 присутствует контур охлаждения.

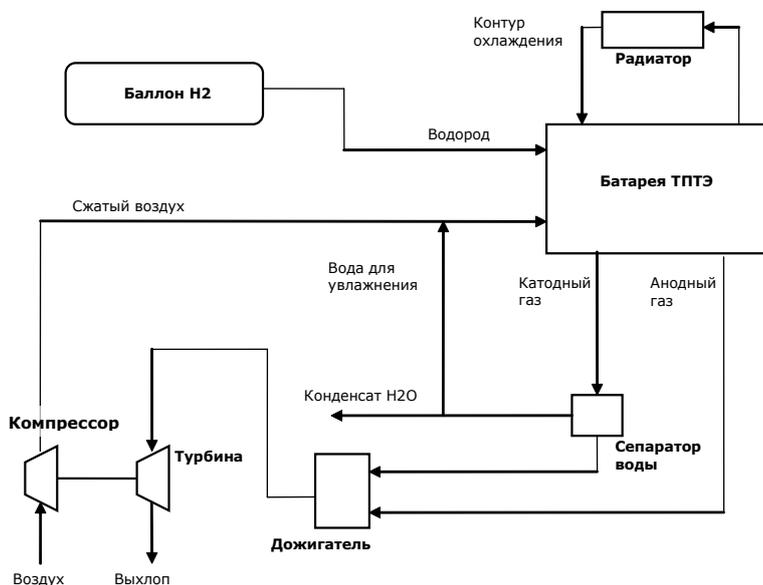


Рисунок 3 - Общая схема ЭУ на базе ТПТЭ с использованием водорода (схема 3)

На входе в батарею воздух требуется увлажнять [3]. Степень влажности воздуха на входе в батарею принята равной точке росы 60°C при нормальных условиях. Увлажнение осуществляется подводом в воздушную магистраль на входе в батарею конденсированной воды (из продуктов реакции батареи).

Электрическая энергия в батарее ТПТЭ генерируется благодаря тому, что водород в виде протонов проникает через твердополимерный электролит из анодной полости (водородная полость) в катодную полость (воздушная полость), где взаимодействует с кислородом. Вода образуется в жидком виде. Часть воды испаряется. Таким образом, из батареи выходят: катодный газ – отработанный воздух с водой и анодный газ – остатки водорода. После сепарации конденсированной воды из катодного газа, данные газы поступают в камеру дожигания. Продукты дожигания с температурой менее 1000К поступают на турбину, выполняющую функцию привода компрессора воздуха.

Поскольку в качестве топлива используется чистый водород H₂, то коэффициент использования топлива в батарее может быть вплоть до 100%. Тем не менее, для данной схемы проводилось оптимальное согласование мощностей турбины и компрессора за счет изменения

коэффициента использования водорода в батарее. С уменьшением коэффициента использования H_2 все больше остаточного водорода поступает в камеру дожигания и тем больше будет температура перед турбиной. В результате оптимизации значение коэффициента использования H_2 принято на уровне 0.85...0.92 в зависимости от полетных условий и потребных мощностей. Коэффициент избытка воздуха сохраняется равным 1.0.

Как известно, в ТОТЭ, в котором поддерживается высокая температура, вольтамперная характеристика (ВАХ) представляет собой, по сути, прямую линию [4]. В ТПТЭ из-за низкой температуры имеет место ярко выраженная активационная поляризация, что приводит к провалу ВАХ в области малых значений плотности тока [3]. В случае ТОТЭ ввиду линейной ВАХ для расчета достаточно знать лишь максимальную удельную мощность. В случае же ТПТЭ для расчета требуется иметь реальную кривую, отражающую зависимость напряжения от плотности тока, а также от температуры и давления.

Для расчета ЭУ на базе ТПТЭ в качестве ВАХ приняты данные работы [3], в которой приведена зависимость напряжения на топливной ячейке ТПТЭ как от плотности тока, так и от давления и температуры (рисунок 4).

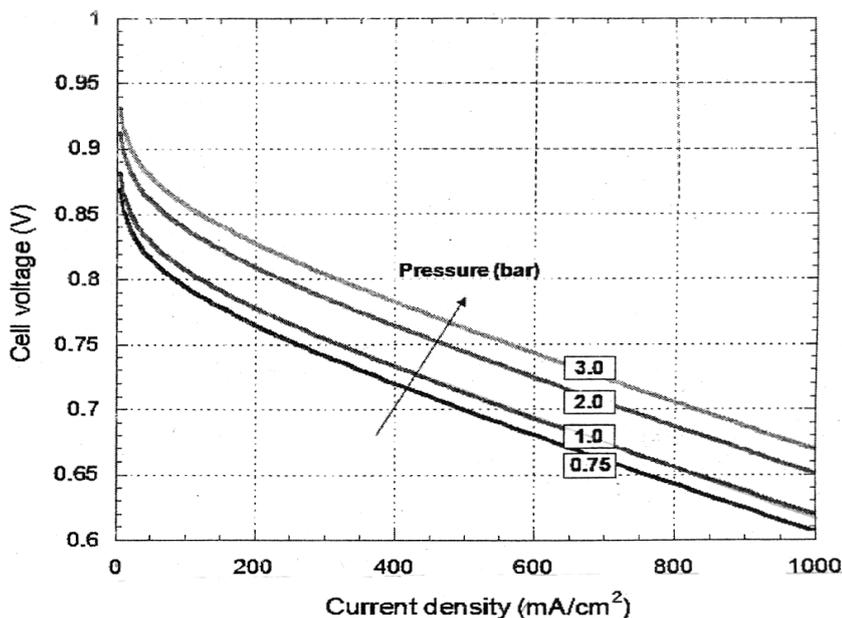


Рисунок 4 - Вольтамперная характеристика ТПТЭ [3]

Библиографический список

1. Б.А. Пономорев, В.В. Гаврилов и др. «Обоснование требований и предварительная разработка технического облика ВСУ для «электрического» самолета типа МС-21». В сб.Трудов ЦИАМ,2010,№1343..
2. «Аванпроект БСМС МС-21. Книга 9. Силовая установка семейства МС-21. ОАО ОКБ

им. А.С. Яковлева», 2008.

3. Performance Assessment of Turbocharged Pern Fuel Cell Systems for Civil Aircraft Onboard Power Production / Stefano Campanari, Giampaolo Manzolini, Andrea Beretti, Uwe Wollrab.// Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, MARCH 2008, Vol. 130 / 021701-1.

Сведения об авторах

Яновский Леонид Самойлович, начальник отдела химмотологии ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова", д.т.н., e-mail:yanovskiy@ciam.ru

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

Финогеев Алексей Германович, профессор Российского государственного университета инновационных технологий и предпринимательства, д.т.н., e-mail:info@itbu.ru