

УДК 621.438

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ И МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АВИАЦИОННОЙ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ТОПЛИВНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

© 2018 М.В. Гордин¹, Н.Д. Рогалев², И.С. Аверьков¹, А.В. Байков¹, И.В. Шевченко²

¹ Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова

² Научный исследовательский университет «Московский энергетический институт»

Статья поступила в редакцию 06.07.2018

Статья посвящена вопросам создания вспомогательной силовой установки для реализации концепции «электрического самолета». Ряд перспективных проектов летательных аппаратов, из ряда так называемых «более электрических самолётов», предполагает штатную работу вспомогательной силовой установки (ВСУ) на протяжении всего полёта для генерирования электроэнергии. При этом предполагается, что автономная работа ВСУ на номинальном режиме в течение всего полёта энергетически более выгодна, чем отбор механической мощности от двигателей с последующей трансформацией в электроэнергию. Дальнейшая реализация концепции «электрического самолёта», связанная с ростом энергопотребления на борту даже при одновременном повышении энергоэффективности электромеханизмов и прочих потребителей, приведёт к увеличению единичной эквивалентной (суммарной по электроэнергии и воздуху) мощности ВСУ. Другая проблема связана с тем, что перспективные требования к самолётам гражданской и военной авиации требуют поиска путей существенного увеличения топливной эффективности ЛА в целом. Одним из основных резервов для достижения этих целей является комплексное повышение эффективности двигательной установки и ВСУ, как источника вторичной разнородной мощности для потребителей борта. В настоящее время в мировом авиастроении опробуются конструктивные решения по схемному перераспределению потребления и генерации мощности путем перехода на электроприводные силовые механизмы и генерацию электроэнергии на вспомогательных установках. В качестве одного из основных средств дальнейшего повышения экономичности и улучшения экологических показателей перспективных авиационных ВСУ в настоящее время рассматриваются топливные элементы. В основу всех схемных решений авиационных гибридных ВСУ положено сочетание батареи топливных элементов (ТЭ) и турбокомпрессорной группы, обеспечивающей необходимый уровень параметров рабочих тел по давлению и их температуре, необходимых для эффективной работы ТЭ. Масса конструкции создаваемой перспективной авиационной ВСУ, должна быть не больше массы конструкции ВСУ, по сравнению за базовой - газотурбинной авиационной ВСУ. В работе представлена методика оценки основных энергетических и массогабаритных характеристик энергетической установки для проведения сравнительного анализа вариантов гибридных вспомогательных силовых установок с топливными элементами для перспективных самолетов гражданской авиации.

Ключевые слова: вспомогательная силовая установка, топливный элемент, реактор – конвектор, синтез-газ, массогабаритные характеристики.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из наиболее перспективных проектов в области гражданской авиации является создание так называемого «электрического» самолета. Под этим понятием подразумевается самолет, у которого в целях повышения управляемости и надежности бортовые пневмо- и ги-

дросистемы заменены электрическими. Такой самолет для своего передвижения по поверхности земли, например, при отходе от посадочного терминала, должен использовать электрическую энергию от собственных бортовых источников.

Одной из основных задач, связанных с созданием «электрического» самолета, является разработка мощных и высокоэффективных источников электроэнергии, которые могли бы располагаться на борту воздушного судна. Современные газотурбинные ВСУ, используемые на самолетах гражданской авиации, по своим основным показателям не соответствуют новым требованиям. Они имеют довольно низкий КПД (~25 – 30%), что предопределяет большой расход топлива для выработки электроэнергии, и, кроме того, существующие камеры сгорания ВСУ дают очень большие выбросы вредных веществ, образующихся при горении авиационного керосина.

*Гордин Михаил Валерьевич, генеральный директор.
E-mail: gordin@ciam.ru*

Рогалев Николай Дмитриевич, доктор технических наук, профессор, ректор. E-mail: RogalevND@mpei.ru

*Аверьков Игорь Сергеевич, научный сотрудник.
E-mail: averkov@ciam.ru*

Байков Алексей Витальевич, кандидат технических наук, начальник сектора. E-mail: baykov@ciam.ru

*Шевченко Игорь Владимирович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры инновационных технологий наукоемких отраслей.
E-mail: ScevchenkoIgV@mpei.ru*

В качестве одного из средств повышения эффективности и улучшения экологических показателей авиационных ВСУ, в настоящее время рассматриваются топливные элементы. Зарубежные фирмы активно ведут работы по технико-экономическому обоснованию возможностей применения топливных элементов в авиации и энергетике [1-4].

Одним из основных средств, с помощью которого рассчитывают достичь поставленных целей, является применение топливных элементов для выработки электроэнергии непосредственно на борту самолета. Однако энергетические установки с топливными элементами целесообразно применять, только в том случае, если по своим летно-техническим характеристикам они будут превосходить альтернативные варианты.

Выбор окончательного варианта конструкции вспомогательной энергетической установки для перспективного самолета должен производиться с учетом следующих основных факторов: удовлетворение требований надежности и безопасности, с подтверждением оценки безопасности по системе EASA; удовлетворение требований бортовой электросети и перспективной системы кондиционирования воздуха, позволяющей отказаться от отбора воздуха от компрессоров основных двигателей; согласованность требований предъявляемых конструкцией энергетической установки и требований конструкции воздушного судна.

Целью работы являлось разработка методики оценки энергетических и массогабаритных

характеристик энергетической установки для проведения сравнительного анализа вариантов гибридных вспомогательных силовых установок с топливными элементами для перспективных самолетов гражданской авиации.

ОБЩАЯ СХЕМА АВИАЦИОННОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ НА БАЗЕ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Математическая модель авиационной силовой установки с топливными элементами должна включать математические модели ее основных агрегатов и узлов. Их перечень и связи между собой определяются схемой силовой установки. Поскольку в процессе системного анализа необходимо сравнивать между собой несколько силовых установок различных схем, то математическая модель силовой установки должна базироваться на наиболее общей схеме силовой установки, из которой путем исключения отдельных элементов могли бы быть получены схемы всех исследуемых силовых установок.

Наиболее общая схема авиационной энергетической установки на базе топливных элементов представлена на рис. 1. Основной частью установки является батарея топливных элементов (1) или, сокращенно, топливная батарея. Топливная батарея питается синтез-газом, получаемым из жидкого авиационного топлива в реакторе-конверторе (2). Как показали ранее проведенные эксперименты авторов, для генерации синтез-газа в реактор-конвертор вместе с топливом необходимо подавать жидкую воду

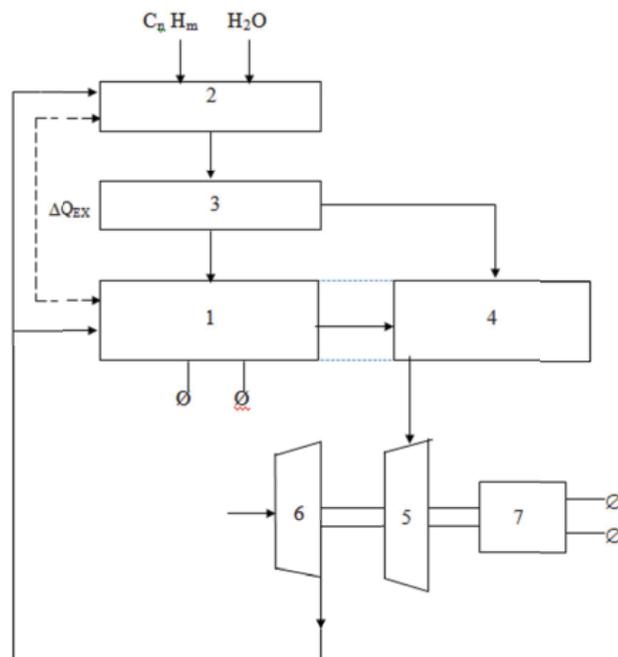


Рис. 1. Обобщенная схема авиационной энергетической установки на базе топливных элементов: 1 – батарея топливных элементов; 2 – реактор-конвертор; 3 – сепаратор водорода из синтез-газа; 4 – дожигающее устройство (каталитическая камера сгорания); 5 – газовая турбина; 6 – воздушный компрессор; 7 – электрический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

из отдельного бортового запаса. В случае использования в топливной батарее твердооксидных топливных элементов (ТОТЭ) на выходе из реактора-конвертора должна быть установлена система сепарации (3), способная выделять чистый водород из синтез-газа, вырабатываемого реактором-конвертором (2). Поскольку батарея топливных элементов не может полностью использовать подаваемое в нее топливо, то для дожигания неиспользованного топлива используется дожигатель (4), подсоединенный к выходу топливной батареи (1). При необходимости, этот же дожигатель может быть использован для дожигания горючих газов, отделенных в системе сепарации (3).

Обязательным элементом авиационной силовой установки является турбокомпрессорный блок, состоящий из турбины (5) и воздушно-го компрессора (6). Поскольку полет самолета происходит в разреженном воздухе на большой высоте, то во избежание недопустимого снижения электрической мощности энергетической установки становится обязательным наддув батареи топливных элементов. Поскольку газовая турбина (5), работающая в потоке высокотемпературных газов, имеет определенный избыток мощности по отношению к мощности, необходимой для работы компрессора (6), то вместе с компрессором на валу турбины установлен дополнительный электрический генератор (7). Таким образом, электрическая энергия, генерируемая энергетической установкой, вырабатывается, с одной стороны, батареей топливных элементов, а другой стороны, электрическим генератором, имеющим турбинный привод.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ТОПЛИВНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

Построение простейшей математической модели силовой установки с топливными элементами основано на использовании балансовых соотношений, выражающих законы сохранения массы и энергии. В работе [5] была предложен расчет твердооксидных топливных элементов, основанный на упрощенном представлении вольт – амперной характеристики и введении специального понятия – максимальной удельной мощности $P_{уд\ max}$, получаемой с $1\ см^2$ активной рабочей поверхности топливного элемента.

Как известно, основными электрическими характеристиками топливного элемента являются: электродвижущая сила (ЭДС) E ; внутреннее электрическое сопротивление R_{BH} ; электрическая мощность P ; электрический коэффициент полезного действия η .

ЭДС представляет собой отношение полной работы, совершаемой источником тока при

перемещении единичного заряда по замкнутой электрической цепи, к величине этого заряда. В работающем топливном элементе ЭДС распределяется по длине элемента и зависит от концентрации реакционноспособных газов в анодном газе на входе и выходе из топливного элемента. При использовании топливных микроэлементов, концентрация реакционноспособных газов по их длине меняется слабо, и можно говорить о среднем значении ЭДС элемента.

ЭДС источника E будет распределяться на падение напряжения на внутреннем сопротивлении элемента и на падение напряжения на внешнем сопротивлении (на нагрузке), пропорционально их величинам. Падение напряжения на внешнем сопротивлении равно напряжению на зажимах источника U . При разомкнутой внешней цепи это напряжение называется напряжением разомкнутой цепи, которое близко к величине ЭДС.

В связи с тем, что ЭДС, по определению, представляет собой полную работу, совершаемую источником тока по перемещению в цепи единичного заряда, отнесенную к величине этого заряда, а в цепи в единицу времени проходит заряд, численно равный току I , то полная электрическая мощность источника будет равна:

$$P_{полн} = EI . \quad (1)$$

Эта мощность выделяется на сопротивлении нагрузки и на внутреннем сопротивлении элемента следующим образом.

Мощность, рассеиваемая на сопротивлении внешней нагрузки (полезная мощность цепи), будет равна:

$$P_H = I \cdot U = I \cdot E - I^2 \cdot R_{BH} , \quad (2)$$

Электрическая мощность, рассеиваемая на внутреннем сопротивлении элемента:

$$P_{BH} = (E - U)I = \frac{(E - U)^2}{R_{BH}} = I^2 R_{BH} . \quad (3)$$

В вышеописанной интерпретации мощностей, электрический КПД системы будет равен:

$$\eta_E = \frac{P_H}{P_{BH} + P_H} = \frac{U}{E} = \frac{R_H}{R_H + R_{BH}} . \quad (4)$$

Отношение U / E обычно называется КПД по напряжению, или электрический КПД.

Наибольшую информацию о топливном элементе и наглядность ее восприятия заключает в себе его вольтамперная характеристика (ВАХ). Она представляет собой графическую зависимость напряжения топливного элемента от тока в нагрузке. В большинстве случаев ВАХ твердооксидных топливных элементов (ТОТЭ) представляет собой либо прямую линию, либо хорошо поддается линеаризации.

Такое допущение позволяет не снимать полностью ВАХ во всем диапазоне, а использо-

вать приемы интерполяции и экстраполяции. Строго говоря, начальный и конечный участки ВАХ имеют отклонения от прямой линии, соответственно, вверх и вниз (это обусловлено электрохимической поляризацией электродов для конечного участка) [5]. Эти отклонения в большинстве случаев незначительны и практически не выходят за пределы 10-15% начала и конца участка кривой ВАХ, а в ряде случаев они вообще не наблюдаются. В большей степени важен средний участок ВАХ. При этом с некоторым приближением можно считать, что точка Д пересечения линии ВАХ с осью напряжения характеризует ЭДС элемента, а точка Л пересечения ВАХ с осью тока характеризует ток короткого замыкания элемента.

ВАХ хорошо аппроксимируется многочленом первого порядка

$$y = -kx + b, (U = -I \cdot R_{BH} + E), \quad (5)$$

где y и x – координаты напряжения и тока; k – угловой коэффициент, равный тангенсу угла α – угла наклона линии ВАХ к оси тока; b – величина отрезка, который отсекает линия ВАХ на оси напряжения (в нашем случае b равно E элемента).

Уравнение прямой ВАХ может быть получено и по измерениям двух точек зависимости напряжения тока $U_1(x_1, y_1)$ и $U_2(x_2, y_2)$, где x и y – соответствующие координаты этих точек.

При этом

$$k = \frac{(y_2 - y_1)}{(x_2 - x_1)} = \frac{\Delta U}{\Delta I}.$$

Приведенные зависимости показывают, что получить ВАХ топливного элемента можно, не прибегая к пошаговому его нагружению, а построить ее всего лишь по двум измерениям, что в ряде случаев может значительно сократить время эксперимента, ресурс элемента и аппаратное обеспечение.

Кроме того, предлагаемое упрощенное представление ВАХ расширяет возможности применения аналитических методов расчета при проведении системного анализа различных энергетических установок, использующих батареи с топливными элементами.

Дифференцируя выражение (2), легко можно установить, что величина P_H достигает максимума при $I = \frac{E}{2 \cdot R_{BH}}$, причем величина максимума составит

$$P_{MAX} = \frac{E^2}{4 \cdot R_{BH}}. \quad (6)$$

При этом, как следует из (5), КПД по напряжению $\eta_E = 0,5$.

Если ввести коэффициент отношения нагрузок

$$K_R = \frac{R_H}{R_{BH}}, \quad (7)$$

то ток в электрической цепи можно представить следующим выражением

$$I = \frac{E}{R_{BH}} \cdot \frac{1}{(1 + K_R)}, \quad (8)$$

что позволяет определить величину P_H (3) через P_{MAX} (6) как

$$P_H = P_{MAX} \cdot \frac{4 \cdot K_R}{(K_R + 1)^2}. \quad (9)$$

Относя эти величины к 1 см^2 активной рабочей поверхности, нетрудно связать соответствующие величины P_{UD} и $P_{UD MAX}$ соотношением:

$$P_{UD} = P_{UD MAX} \cdot \frac{4 \cdot K_R}{(K_R + 1)^2}, \quad (10)$$

где величина $P_{UD MAX}$ определяется формулами (6) и (11):

$$P_{UD MAX} = \frac{P_{MAX}}{S_a}, \quad (11)$$

S_a – площадь активной поверхности топливного элемента.

Подставляя в выражение (4.5) соотношение (4.7), легко получить

$$\eta_E = \frac{K_R}{K_R + 1}. \quad (12)$$

Из (12) видно, что $P_{UD} = P_{UD MAX}$ при $K_R = 1$ и $\eta_E = 0,5$. Увеличение K_R приводит, с одной стороны, к снижению P_{UD} , а с другой стороны, увеличивает η_E . Эффективный КПД топливного элемента определяется в виде произведения η_T термодинамического КПД, определяемого из известных соотношений [6], и η_E :

$$\eta_{EL} = \eta_T \cdot \eta_E.$$

Поэтому увеличение электрического КПД приводит к увеличению эффективного КПД топливного элемента (12).

Изменение величины K_R оказывает значительное влияние на эффективный КПД и массу конструкции энергетической установки в целом. Но для правильной оценки величины этого влияния необходимо провести анализ теплового баланса энергетической установки.

Обязательным условием поддержания заданной рабочей температуры в топливной батарее является соблюдение условия ее теплового баланса. При рабочей температуре T_{op} подвод тепла в топливную батарею из различных источников должен быть равен его отводу.

Для топливной батареи тепловой баланс записывается в следующей форме:

$$(\dot{m}_{SIN} + \dot{m}_{aB}) \cdot \Delta I_{eg}(T_{op}) + \Delta \dot{m}_{H_2O} \cdot \Delta I_{H_2O}(T_{op}) + \Delta Q_{EX} + \Delta Q_{LOSS} = \dot{m}_{aB} \cdot \Delta I_a(T_a) + \Delta Q_V + \dot{m}_{SIN} \cdot \Delta I_{SIN}(T_C) + \dot{m}_{H_2O} \cdot \Delta I_{H_2O}(T_C), \quad (13)$$

где $(\dot{m}_{SIN} + \dot{m}_{aB}) \cdot \Delta I_{eg}(T_{op})$ – уход тепла с электродными газами из топливной батареи (\dot{m}_{SIN} – расход синтез-газа, подаваемого в топливную батарею из реактора-конвертора; \dot{m}_{aB} – расход воздуха, подаваемого в непосредственно в топливную батарею; ΔI_{eg} – разность энтальпий, воспринимаемая 1 кг электродных газов при рабочей температуре топливной батареи); $\Delta \dot{m}_{H_2O} \cdot \Delta I_{H_2O}(T_{op})$ – уход тепла с непрореагировавшими парами воды из топливной батареи ($\Delta \dot{m}_{H_2O}$ – расход непрореагировавшей воды, уходящей из топливной батареи вместе с потоком электродных газов; ΔI_{H_2O} – разность энтальпий, воспринимаемая 1 кг воды при рабочей температуре топливной батареи); ΔQ_{EX} – уход тепла на предварительное подогревание реакционных сред, поступающих в реактор-конвертор топливной батареи; ΔQ_{LOSS} – величина утечек тепла из топливной батареи; $\dot{m}_{SIN} \cdot \Delta I_{SIN}(T_C)$ – приход тепла из реактора-конвертора вместе с потоком синтез-газа (температура в реакторе-конверторе (T_C) в общем случае может быть больше, чем в активной зоне топливной батареи); $\dot{m}_{H_2O} \cdot \Delta I_{H_2O}(T_C)$ – приход тепла из реактора-конвертора вместе с потоком паров непрореагировавшей воды; ΔQ_V – тепловыделение в активной зоне топливной батареи из-за протекающих в ней электрохимических реакций; $\dot{m}_{aB} \cdot \Delta I_a(T_a)$ – приход тепла в топливную батарею вместе с потоком воздуха из компрессора (температура воздуха покидающего компрессор T_a).

Для генерации синтез-газа в состав топливной батареи включают реактор-конвертор, который обеспечивает генерацию синтез-газа. Реактор-конвертор конструктивно связан с активной зоной топливной батареи, и поэтому часть тепла из топливной батареи идет на подогревание реакционных компонент (топливо, вода, воздух), которые затем поступают в реактор-конвертор для генерации синтез-газа. Тогда тепловой баланс реактора – конвертора выглядит следующим образом:

$$\dot{m}_{SIN} \cdot \Delta I_{SIN}(T_C) + \dot{m}_{H_2O} \cdot \Delta I_{H_2O}(T_C) = \dot{m}_{aC} \cdot \Delta I_a(T_a) + \Delta Q_{EX} + \Delta Q_{OX}. \quad (14)$$

В этом уравнении: $\dot{m}_{SIN} \cdot \Delta I_{SIN}(T_C) + \dot{m}_{H_2O} \cdot \Delta I_{H_2O}(T_C)$ – уход тепла из реактора-конвертора вместе с потоком синтез-газа и парами непрореагировавшей

воды; $\dot{m}_{aC} \cdot \Delta I_a(T_a)$ – приход тепла в реактор вместе с воздухом, поступающим из компрессора (\dot{m}_{aC} – расход воздуха, подаваемый в реактор-конвертор из компрессора); ΔQ_{EX} – приход тепла за счет предварительного подогрева реакционных компонент в активной зоне топливной батареи перед их подачей в реактор-конвертор; ΔQ_{OX} – выделение тепла в реакторе-конверторе при автотермическом риформинге топлива.

Подставив уравнение (14) в (13) и выполнив ряд преобразований его, получаем коэффициент избытка воздуха, необходимый для поддержания теплового баланса в активной зоне топливной батареи, в виде:

$$\alpha = \alpha_{K3} \cdot (1 - \eta_{EB} - g_{add} - g_{LOSS}). \quad (15)$$

В этом уравнении α_{K3} – коэффициент избытка воздуха, необходимый для отвода тепла из топливной батареи при ее работе в условиях короткого замыкания:

$$\alpha_{K3} = \frac{H_u}{L_0 \cdot [\Delta I_{eg}(T_{op}) - \Delta I_a(T_a)]}, \quad (16)$$

где H_u – теплотворная способность исходного топлива; L_0 – стехиометрическое соотношение между топливом и воздухом; η_{EB} – эффективный КПД топливной батареи, который определяется по формуле:

$$\eta_{EB} = \eta_{EL} \cdot k_{IT} \cdot (1 - \delta H_u), \quad (17)$$

в которой η_{EL} – эффективный КПД отдельного топливного элемента, вычисляемый по формуле (12); k_{IT} – коэффициент использования топлива в топливной батарее; δH_u – снижение теплотворной способности 1 кг исходного жидкого топлива при его преобразовании в синтез-газ; g_{add} – поправочный коэффициент, учитывающий дополнительные потери тепла:

$$g_{add} = (1 - \delta H_u) \cdot (1 - k_{IT}) + \frac{(1 + L_{H_2O}^0) \cdot \Delta I_{eg}(T_{op})}{H_u} + \frac{(\alpha_{H_2O} - 1) \cdot L_{H_2O}^0 \cdot \Delta I_{H_2O}(T_{op})}{H_u}. \quad (18)$$

Здесь α_{H_2O} – коэффициент избытка воды, необходимый для процесса паровой конверсии без закоксовывания катализатора; $L_{H_2O}^0$ – стехиометрическое соотношение между топливом и водой, необходимое для осуществления паровой конверсии продуктов неполного окисления углеводородного топлива (вторая стадия автотермического риформинга).

Доля тепловой мощности топливной батареи, теряемая за счет утечек тепла через конструкцию из топливной батареи, равна

$$g_{LOSS} = \Delta Q_{LOSS} / (\dot{m}_f \cdot H_u).$$

Необходимое условие нормальной работы топливной батареи – $\alpha > 1$. Тогда в топливную батарею подается достаточное для полного окисления топлива количество воздуха, и батарея не будет выбрасывать часть неиспользованного топлива наружу. Топливная батарея не может полностью использовать все подаваемое в нее топливо. Часть топлива будет покидать ее неиспользованным. Для исключения потерь, связанных с выбросом неиспользованного топлива, на выходе из топливной батареи устанавливается камера дожигания (3) (рис. 1).

Следует заметить, что камера дожигания не является обязательной принадлежностью рассматриваемой энергетической установки. Дожигание топлива может быть организовано и внутри активной зоны топливной батареи в специальных каналах. В этом случае газы, покидающие топливную батарею, будут иметь тем-

пературу активной зоны T_{op} , а дополнительные потери тепла несколько сократятся. Если же дожигание топлива организуется в специальной камере, то существует возможность увеличить температуру газов, поступающих на турбину.

Баланс тепла в камере дожигания можно представить следующим образом:

$$\dot{m}_g \cdot \Delta I_g(T_T) - \dot{m}_g \cdot \Delta I_g(T_{op}) = \dot{m}_g \cdot \Delta Q_g, \quad (19)$$

где ΔQ_g – выделение тепла при дожигании электродных газов, поступающих из батареи ТОТЭ, определяемое формулой:

$$\Delta Q_g = H_u \cdot (1 - \delta H_u) \cdot (1 - k_{ИТ}). \quad (20)$$

Если выразить расходы всех компонентов, поступающих вместе с электродными газами в камеру дожигания, то энтальпию продуктов сгорания, покидающих камеру дожигания, можно определить по следующей формуле

$$\Delta I_g(T_T) = \Delta I_g(T_{op}) + \frac{\Delta Q_g}{1 + \alpha \cdot L_0 + \alpha_{H_2O} \cdot L_{H_2O}^0}, \quad (21)$$

в которой величина ΔQ_g определяется по формуле (20), а α – по формуле (15).

Зная взаимосвязь между температурой газов и их энтальпией, можно определить температуру (T_T), с которой газы из камеры дожигания (3) поступают в газовую турбину (4) (рис. 1).

Адиабатическая работа 1 кг газов в газовой турбине определяется известным выражением

$$L_{AD T} = \frac{k}{(k-1)} \cdot R_g \cdot T_T \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_T^k} \right), \quad (22)$$

где k – показатель адиабаты для процесса расширения газа на турбине; R_g – газовая постоянная электродных газов; π_T – степень расширения газов на турбине

$$\pi_T = \frac{P_{BX}}{P_{BЫX}}. \quad (23)$$

Зная адиабатическую работу, совершаемую 1 кг газов, легко можно определить механическую работу 1 кг газов на турбине

$$L_T = L_{AD T} \cdot \eta_T, \quad (24)$$

где η_T – эффективный КПД турбины.

В отличие от турбины, компрессор затрачивает подаваемую извне механическую энергию. Поэтому механическая работа, затрачиваемая на сжатие 1 кг воздуха, определяется в виде

$$L_K = \frac{L_{AD K}}{\eta_K}, \quad (25)$$

где $L_{AD K}$ – адиабатическая работа сжатия 1 кг воздуха; η_K – эффективный КПД компрессора.

Если известны температура (T_0) и давление (P_0) забираемого в компрессор воздуха, то адиабатическая работа сжатия 1 кг воздуха в компрессоре может быть определена как

$$L_{AD K} = \frac{k}{(k-1)} \cdot R_a \cdot T_0 \cdot \left(\pi_K^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right), \quad (26)$$

где k – показатель адиабаты для процесса сжатия воздуха в компрессоре; R_a – газовая постоянная воздуха; π_K – степень сжатия воздуха в компрессоре. При этом следует иметь в виду, что давление воздуха на выходе из компрессора (P_K) и температура воздуха на выходе из компрессора (T_K) в полете

$$P_K = P_0 \cdot \pi_K, \quad T_K = T_0 + T_0 \cdot \left(\pi_K^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_K}, \quad (27)$$

могут существенно отличаться от давления и температуры на выходе из компрессора при его работе на уровне моря.

Работа газотурбинного блока, представленного на рис. 1, как правило, происходит в режиме $\pi_T \approx \pi_K$. При этом L_T значительно превышает L_K . Поэтому для поглощения избыточной мощности в газотурбинном блоке дополнительно имеется электрический генератор (6). Мощность этого генератора существенно увеличивает общую электрическую мощность, вырабатываемую силовой установкой.

Электрическая мощность, вырабатываемая электрогенератором, приводимым в движение газовой турбиной, определяется следующими формулами:

$$N_E = N_{ЭКВ} \cdot \eta_{ГЕН}; \quad N_{ЭКВ} = (N_T - N_K), \quad (28)$$

где N_T – мощность турбины; N_K – мощность, потребляемая компрессором.

$$N_E = [\dot{m}_f \cdot L_{ADT} \cdot \eta_T \cdot \eta_m \cdot (1 + \alpha \cdot L_0 + \alpha_{H_2O} \cdot L_{H_2O}^0) - \dot{m}_f \cdot \frac{L_{ADK}}{\eta_K} \cdot \alpha \cdot L_0 \cdot (1 + g_{ac})] \cdot \eta_{ГЕН} . \quad (29)$$

Здесь \dot{m}_g – расход газов через турбину, \dot{m}_f – расход топлива; η_m – механический КПД газотурбинного блока; \dot{m}_a – расход воздуха через компрессор; g_{ac} – коэффициент, учитывающий отвод части воздуха, подаваемого компрессором, на охлаждение элементов конструкции газовой турбины.

В выражении (29) L_{ADT} и L_{ADK} определяются по формулам (22), (26) с учетом того, что величина π_T определяется с учетом потерь давления в топливной батарее (σ_B) и диффузорном устройстве (σ_D):

$$\pi_T = \pi_K \cdot \sigma_B \cdot \sigma_D .$$

В результате общая электрическая мощность, получаемая от гибридной энергетической установки, состоящей из топливной батареи и газотурбинного блока, равна:

$$N_{E\Sigma} = N_{EL} + N_E , \quad (30)$$

где N_{EL} – электрическая мощность топливной батареи:

$$N_{EL} = \dot{m}_f \cdot H_u \cdot (1 \pm \delta H_u) \cdot k_{ИТ} \cdot \eta_{EL} . \quad (31)$$

Знак (+) соответствует случаю паровой конверсии топлива с возрастанием теплотворной способности топлива, преобразованного в синтез-газ.

Эффективный КПД гибридной энергетической установки равен [7]

$$\eta_{EF} = \frac{N_{E\Sigma}}{\dot{m}_f \cdot H_u} , \quad (32)$$

Подставляя (29), (30), (31) в (32), получаем:

$$\eta_{EF} = (1 - \delta H_u) \cdot k_{ИТ} \cdot \eta_{EL} + \frac{[L_{ADT} \cdot \eta_T \cdot \eta_m \cdot (1 + \alpha \cdot L_0 + \alpha_{H_2O} \cdot L_{H_2O}^0) - \frac{L_{ADK}}{\eta_K} \cdot \alpha \cdot L_0 \cdot (1 + g_{ac})] \cdot \eta_{ГЕН}}{H_u} . \quad (33)$$

Зная заданную электрическую мощность, вырабатываемую силовой установкой в целом $N_{E\Sigma}$, из выражений (32) и (33) легко можно определить необходимый расход топлива

$$\dot{m}_f = \frac{N_{E\Sigma}}{\eta_{EF} \cdot H_u} , \quad (34)$$

а по нему – потребные расходы воздуха и воды.

Определение массогабаритных характеристик топливной батареи производится по методу удельных параметров, на основании задаваемых показателей, таких как удельная мощность и удельный объем. При этом следует учитывать,

что реальная топливная батарея имеет, как правило, блочную структуру.

Каждый блок топливной батареи объединяет определенное количество отдельных топливных элементов. Поэтому такой отдельный блок характеризуется своей площадью активной поверхности (S_{a1}), массой (m_1) и объемом (V_1). Электрическая мощность, вырабатываемая одним блоком, определяется как

$$N_1 = P_{уд} \cdot S_{a1} . \quad (35)$$

В этом выражении величина $P_{уд}$ определяется по формуле (10) в зависимости от принятой величины K_R , величины $P_{удMAX}$, и параметров рабочего режима, который характеризуется параметрами T_{op} , α , $k_{ИТ}$, T_T и другими показателями.

Количество блоков, составляющих батарею, определяется следующим образом

$$n = \frac{N_{EL}}{N_1} . \quad (36)$$

Поскольку число n должно быть обязательно целое, то количество блоков в батарее выбирается таким образом, чтобы гарантированно удовлетворить условию по заданной электрической мощности.

Общий вес топливной батареи определяется как

$$M_B = m_1 \cdot n \cdot (1 + k_{КОНС}) , \quad (37)$$

где $k_{КОНС}$ – коэффициент весового совершенства конструкции топливной батареи, определяемый на основе предварительных конструктивных проработок. Величина $k_{КОНС}$ может изменяться в широких пределах от 0,2 до 1,5, для рассматриваемой конструкции была принята величина $k_{КОНС} = 0,4$.

Аналогично определяется объем, занимаемый топливной батареей

$$V_B = V_1 \cdot n \cdot (1 + k_{КОНС}^V) . \quad (38)$$

Так же, как и $k_{КОНС}$, величина $k_{КОНС}^V$ принималась равной 0,4.

При использовании формул (35) – (38) необходимо дополнительно учитывать, что мощность ТОТЭ может сильно изменяться в зависимости от давления реакционных сред, омывающих поверхность ТОТЭ.

Работа ТОТЭ основана на адсорбции газов твердой пористой поверхностью из газовой среды, находящейся в контакте с топливным элементом. Количество адсорбированного пористым твердым телом газа возрастает в зависимости от увеличения давления газа по т.н. «изотерме Фрейндлиха»

$$C_A = C \cdot \left(\frac{p}{p_0} \right)^{1/n} ,$$

где C_A – концентрация адсорбированного газа; C – константа адсорбции; p – давление газо-

вой среды, омывающей твердое тело; P_0 – нормальное (атмосферное) давление; n – показатель изотермы Фрейндлиха.

Обычно величина показателя изотермы достаточно велика: $n \sim 5 \div 10$. Поэтому эффект от увеличения давления газообразной рабочей среды, при которой работают топливные элементы, оказывается незначителен, и в большинстве случаев топливные батареи работают при нормальном атмосферном давлении. Но если температура поглощающей пористой среды превышает некоторую критическую, то величина n понижается до величины ~ 1 .

Если температура поглощающей среды не превосходит критической, но близка к ней, то показатель изотермы Фрейндлиха будет равен [8]

$$\frac{1}{n} = \frac{T}{T_{кр}}$$

а константа адсорбции (C):

$$\lg C = A/T + E .$$

В результате количество газа, поглощаемого твердой пористой средой, может возрастать пропорционально давлению, только если температура твердой среды превышает некоторое критическое значение $T > T_{кр}$. Поэтому только в случае топливных элементов, работающих при высокой температуре, оказывается возможным значительное увеличение мощности топливного элемента при увеличении давления газообразных рабочих сред. Экспериментально показано, что если давление рабочих сред в ТОТЭ увеличить с 0,1 МПа до 0,7 МПа, то зависимость $P_{уд\ MAX}$ от давления рабочей среды можно представить степенной зависимостью [9]

$$P_{уд\ MAX} = P_{уд\ MAX}^0 \cdot \left(\frac{P}{P_0} \right)^n , \quad (39)$$

где P_0 – нормальное атмосферное давление, а n – показатель степени влияния давления реакционных сред на величину $P_{уд\ MAX}$ рассматриваемого топливного элемента.

Оценка массогабаритных характеристик реактора-конвертора, снабжающего блоки топливной батареи синтез-газом, построена в предположении кинетического режима протекания процесса образования синтез-газа [10].

Автотермический риформинг, который осуществляется в реакторе, является сложным процессом, в котором можно выделить две стадии. Первая стадия заключается в генерировании смеси легких углеводородов из исходного жидкого углеводородного топлива методом неполного окисления (оксипиролиза). В результате этого процесса исходное жидкое топливо преобразуется в смесь легких углеводородных соединений типа этилена, пропилена, этана и метана, разбавленную атмосферным азотом.

Вторая стадия состоит в паровой конверсии полученных легких углеводородов на твердом катализаторе в присутствии водяного пара и, частично, углекислого газа, который образовался на первой стадии процесса. В ходе второго этапа образуется синтез-газ, который представляет собой смесь азота, окиси углерода и водорода с добавками паров воды и углекислого газа.

Процесс первой стадии является экзотермическим. В ходе этого процесса выделяется тепло, образующееся при окислении исходного углеводородного топлива. Температура реакционной среды при этом повышается.

Процесс второй стадии является эндотермическим. В процессе паровой конверсии происходит поглощение тепла. Для завершения процесса автотермического риформинга необходимо, чтобы тепла, выделяемого на первой стадии процесса, хватило, с учетом тепловых потерь, для осуществления второй стадии.

Несмотря на то, что тепло на одной стадии процесса выделяется, а на другой – поглощается, температура в реакторе автотермического риформинга, как правило, поддерживается постоянной в обеих зонах. Но ее величина, в общем случае, может отличаться от температуры активной зоны топливной батареи.

Если предположить, что кинетика автотермического риформинга на первом и втором этапах описывается простейшими линейными дифференциальными уравнениями первого порядка, то изменение концентрации реагирующего вещества (C) за время пребывания в камере реактора описывается дифференциальным уравнением

$$\frac{dC}{dt} = -K \cdot C .$$

Это уравнение показывает, что концентрация реагирующего вещества в реакционной камере в зависимости от времени пребывания будет изменяться по закону

$$C = C_0 \cdot \exp(-K \cdot t) . \quad (40)$$

Степень преобразования исходного вещества в процессах, описываемых зависимостью (40), принято характеризовать посредством понятия «жесткость» [11]. Если обозначить время пребывания в реакционной камере τ_C , то под жесткостью процесса S подразумевается произведение

$$S = K \cdot \tau_C , \quad (41)$$

которое определяет долю исходного вещества, которое останется непрореагировавшим на выходе из реактора. Так, например, при жесткости процесса $S = 3,5$, только 3% исходного вещества, поступающего в реакционную камеру, покинет реактор непрореагировавшим.

В реальных условиях осуществления химического процесса продуктами химической реак-

ции является целая гамма химических веществ. Для характеристики жесткости химического процесса нужно выделить наиболее трудно реагирующее, критическое по допустимой концентрации в продуктах реакции, вещество.

В современной химической технологии время пребывания в реакторе принято выражать через объемную скорость реакции K_V , определяемую в т.н. «обратных часах»: 1/час. Зная K_V , время пребывания реагирующей среды τ_C в реакторе определяется как:

$$\tau_C = \frac{3600.0}{K_V}. \quad (42)$$

Величину K_V определяют, как правило, экспериментальным путем. При заданной длине реактора-конвертора L_C , которая определяется исходя из соображений компоновки реактора-конвертора в активной зоне топливной батареи, величина времени пребывания определяет среднюю скорость течения газовой среды в реакторе:

$$W_C = \frac{L_C}{\tau_C}, \quad (43)$$

Это позволяет определить площадь поперечного сечения реактора

$$F_C = \frac{\dot{m}_{SIN}}{\rho_C \cdot W_C}, \quad (44)$$

где \dot{m}_{SIN} – расход синтез-газа, определяемый как $\dot{m}_{SIN} = \dot{m}_f + \dot{m}_{ac} + \dot{m}_{H_2O}$, а ρ_C – плотность газа в реакционной камере.

В большинстве случаев, реакционная камера имеет цилиндрическую форму. Поэтому ее объем можно определить как: $V_C = F_C \cdot L_C$ или с учетом выражений (43) и (44)

$$V_C = \frac{\dot{m}_{SIN}}{\rho_C} \cdot \tau_C. \quad (45)$$

Для работающей установки важно, чтобы объем реактора не превышал определенной доли от объема топливной батареи, т.е. чтобы выполнялось условие $V_C/V_B \sim 0,1 - 0,2$. Если оно увеличивается до 0,5 – 1,0, то такая комбинация реактора-конвертора с топливной батареей неперспективна, т.к. слишком большой объем активной зоны будет занят реактором.

Величину K_V определяют по результатам экспериментов.

Масса реактора оценивается, исходя из средней плотности среды, заполняющей реактор – ρ_R , которая также определяется экспериментально, в зависимости от условий осуществления реакции автотермического риформинга

$$M_R = V_C \cdot \rho_R. \quad (46)$$

При оценке массы газотурбинного блока ее рассматривают состоящей из двух отдельных составляющих: массы турбокомпрессора (M_{TK}) и массы электрогенератора ($M_{ГЕН}$).

Масса турбокомпрессора определяется в зависимости от мощности основной составляющей блока – воздушного компрессора – по удельному весу конструкции компрессора $\gamma_{уд К}$, который определяется по параметрам близких по мощности и условиям работы аналогичных конструкций:

$$M_{TK} = N_K \cdot \gamma_{уд ТК}. \quad (47)$$

Масса электрогенератора, приводимого в движение турбиной, определяется аналогично, в зависимости от требуемой электрической мощности и по удельному весу конструкции, который характеризует весовое совершенство генератора $\gamma_{уд ГЕН}$:

$$M_{ГЕН} = N_{ГЕН} \cdot \gamma_{уд ГЕН}. \quad (48)$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика оценки массогабаритных параметров авиационной вспомогательной силовой установки (ВСУ) с батареей топливных элементов. Установлено, что оптимальным типом авиационной ВСУ является гибридная энергетическая установка, состоящая из топливной батареи на основе микроТОТЭ, совмещенной по процессу автотермического риформинга с реактором синтез-газа, и с газотурбинным блоком, использующим тепловую энергию электродных газов, поступающих из батареи ТОТЭ для получения дополнительной электрической энергии.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Fuel Cells in Aircraft and Synergies / Winkler W. // International Symposium and Workshop on Fuel Cells and Hydrogen for Aerospace and Maritime Applications / Hamburg, Germany, 2004, p 19 – 44.
2. Fuel Cells for Cogeneration / Hoogers G. // «Cogeneration and On – Site Power Production», jul –aug. 2003, p. 80 – 91.
3. APU development and Thematic European Network / Henne R., Winkler W. // International Symposium and Workshop on Fuel Cells and Hydrogen for Aerospace and Maritime Applications / Hamburg, Germany 2004, p135 – 156.
4. Integrated Stack and System Development for SOFC APU / Wunderlich C., Stelter M. // International Symposium and Workshop on Fuel Cells and Hydrogen for Aerospace and Maritime Applications / Hamburg, Germany 2004, p 77 – 89.
5. Брусенцов В.П. Некоторые вопросы энергетики твердооксидных топливных элементов // В сб. «Твердооксидные топливные элементы». Снежинск: изд. РФЯЦ – ВНИИТФ, 2003, С. 88 – 94.
6. Коровин Н.В. Топливные элементы и электрохимические установки. М.: изд. МЭИ, 2005. 278 с.
7. Кириллин В.А., Сычев В.В., Шейндлин А.Е. Техническая термодинамика. М.: Энергоатомиздат, 1983, 414 с.

8. Зельдович Я.Б. К теории изотермы адсорбции Фрейндлиха // Избранные труды. Химическая физика и гидродинамика. М.: Наука, 1984. С. 54 – 61. // Journal of Fuel Cell Science and Technology, August 2008, Vol 5, 5 p.
9. Development of Evaluation Technologies for Microtubular SOFCs Under Pressurized Conditions”/ Hashimoto S., Nishino H and et’s
10. Франк-Каменецкий Д.А. Диффузия и теплопередача в химической кинетике. М.: Наука, 1987. 492 с.
11. Степанов А.В. Производство низших олефинов. Киев: Наукова думка, 1978. 247 с.

METHOD FOR ESTIMATING THE ENERGY AND MASS-DIMENSION CHARACTERISTICS OF AN AUXILIARY PROPULSION SYSTEM WITH FUEL CELLS

© 2018 M.V. Gordin¹, N.D. Rogalev², I.S. Aver’kov¹, A.V. Baikov¹, I.V. Shevchenko²

¹ Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov

² Scientific Research University «Moscow Power Engineering Institute»

The article is devoted to the creation of an auxiliary power plant for the implementation of the concept of an “electric aircraft”. A number of promising projects of aircraft, from a number of so-called “more electric aircraft”, presuppose the regular operation of an auxiliary power plant (APU) throughout the entire flight to generate electricity. It is assumed that the autonomous operation of the APU at the nominal mode during the whole flight is more energetically more favorable than the selection of the mechanical power from the engines with the subsequent transformation into electric power. Further realization of the concept of an “electric aircraft”, associated with the increase in energy consumption on board even with simultaneous increase in the energy efficiency of electromechanisms and other consumers, will lead to an increase in the unitary equivalent (total for electricity and air) of APU power. Another problem is related to the fact that the long-term requirements for civil and military aircraft require the search for ways to significantly increase the fuel efficiency of the aircraft as a whole. One of the main reserves to achieve these goals is a comprehensive increase in the efficiency of the propulsion system and APU as a source of secondary heterogeneous power for the aircraft users. At the present time, in the world aircraft industry, constructive solutions for the schematic redistribution of consumption and power generation are tested through the transition to electric power mechanisms and the generation of electricity in auxiliary installations. Fuel cells are considered as one of the main means of further improving the economy and improving the environmental performance of prospective aviation APUs. The basis of all circuit solutions for aviation hybrid APUs is a combination of a fuel cell (FC) battery and a turbocharger group that provides the necessary level of parameters of working bodies with respect to pressure and temperature required for the efficient operation of fuel cells. The weight of the design of the advanced aviation APU being created should not be greater than the mass of the APU structure, compared to the base one for the gas turbine aviation APU. The paper presents a methodology for estimating the main energy and mass-dimension characteristics of a power plant for conducting a comparative analysis of variants of hybrid auxiliary power plants with fuel cells for prospective civil aviation aircraft.

Keywords: auxiliary power plant, fuel cell, reactor-convector, synthesis gas, mass and dimensions characteristics.

Mikhail Gordin, General Director. E-mail: gordin@ciam.ru
 Nikolai Rogalev, Doctor of Technical Sciences, Professor, Rector. E-mail: RogalevND@mpei.ru
 Igor Averkov, Researcher. E-mail: averkov@ciam.ru
 Aleksey Baikov, Candidate of Technical Sciences, Head of Sector. E-mail: baykov@ciam.ru
 Igor Shevchenko, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Department of Innovative Technologies of High-Tech Industries. E-mail: ScevchenkoIgV@mpei.ru