

## Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий

Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я., Сунцов П.С., Овдиенко М.А., Гелиев А.В., Киселев И.О., Власов А.В.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: anvaryukhin@ciam.ru

Оценена эффективность применения гибридных силовых установок разной схемы, электрической силовой установки и традиционных силовых установок в составе пассажирского самолета местных воздушных линий вместимостью до 19 пассажиров. Базовым вариантом для сравнительной оценки является самолет с традиционной СУ на основе двух турбовинтовых двигателей типа H80-200 (GE Aviation Czech). Рассмотрены классическая силовая установка на основе двух турбовинтовых двигателей, гибридная силовая установка последовательной схемы на основе турбовального двигателя, гибридная силовая установка параллельной схемы на основе гибридного турбовинтового двигателя (с интегрированной в редуктор обратимой электрической машиной), «частично турбоэлектрическая» силовая установка на основе двух таких двигателей с отключением газогенератора одного из них в полете и полностью электрическая силовая установка. Значения параметров при моделировании классической силовой установки приняты на уровне технологического развития 2020 и 2030 годов, при моделировании гибридных и электрической силовых установок – на уровне 2030 года. В качестве критериев эффективности были использованы такие параметры, как средний километровой расход топлива, энергетическая эффективность и максимальная дальность полета при заданной взлетной массе самолета.

**Ключевые слова:** самолет местных воздушных линий, гибридная силовая установка, турбовинтовой двигатель, турбовальный двигатель, гибридный турбовинтовой двигатель, электрическая силовая установка

## Traditional, hybrid and electric propulsion systems of commuter aircrafts

Varyukhin A.N., Zakharchenko V.S., Rakhmankulov D.Ya., Suntsov P.S., Ovdienko M.A., Geliev A.V., Kiselev I.O., Vlasov A.V.

CIAM, Moscow

The paper presents the efficiency studies of a hybrid electric propulsion system of different types, an electric propulsion system, and traditional propulsion system for 19 passenger capacity commuter airliner. The basic variant for comparative evaluation is an aircraft with a traditional propulsion system based on two turboprop engines of the H80-200 type (GE Aviation Czech). The following propulsion systems are considered: a traditional propulsion system based on two turboprop engines, a serial hybrid propulsion system based on a turboshaft engine, a parallel hybrid propulsion system based on a hybrid turboprop engine (with integrated reversible electric machine), a “partially turboelectric” propulsion system consisting of two hybrid turboprop engines, one of which has its core shut off in flight, and a fully electric propulsion system. Parameters are adopted at the technological development levels of 2020 and 2030 for the simulation of the traditional propulsion system, and for the simulation of hybrid and electric propulsion systems – at the level of 2030. The following parameters are used as efficiency criteria: average fuel consumption per kilometer, energy efficiency and maximum flight range at a given take-off weight of the aircraft.

**Keywords:** commuter aircraft, hybrid propulsion system, turboprop engine, turboshaft engine, hybrid turboprop engine, electric propulsion system

---

## Введение

На протяжении ряда лет в ЦИАМ ведутся активные исследования и разработки в области гибридных и электрических силовых установок. Одним из важных направлений являются концептуальные исследования и оценка эффективности применения различных схем и обликов силовых установок (СУ) для самых разнообразных типов и классов летательных аппаратов (ЛА). Цель этих исследований – определение направлений развития критических технологий и требований к ним, а также понимание того, какие схемы и типы СУ целесообразно рассматривать для тех или иных типов ЛА, какие выгоды они могут дать. Критерии эффективности могут быть самые различные, это и топливная эффективность (кг/(пасс·км) или кг/(кг·км)), энергетическая эффективность (Дж/(пасс·км) или Дж/(кг·км)), комплексная эффективность выполнения транспортной операции, суммарная стоимость перевозки одного пассажира или 1 кг груза на определенную дальность, вредные выбросы, уровень шума и др.

В данной статье приводятся результаты анализа и оценки эффективности применения гибридных силовых установок (ГСУ) разного типа для 19-местных самолетов местных воздушных линий (МВЛ) по критериям: средний километровый расход топлива по заданному профилю полета (кг/км), энергетическая эффективность по заданному профилю полета (МДж/(пасс·км)) и максимальная дальность полета (км) при заданной максимальной взлетной массе ЛА.

Самолеты МВЛ пассажироместностью до 19 чел., подпадающие под действие 23-й главы Авиационных правил (Нормы летной годности гражданских легких самолетов), обычно имеют относительно небольшие высоту полета (до 4000 м), крейсерскую скорость (250...270 км/ч) и дальность полета (300...400 км), но при этом могут использовать короткие и грунтовые взлетно-посадочные полосы. В качестве примеров можно привести самолеты L 410, Ан-28, Бе-30, ДНС-6 Twin Otter и другие. Ограничение высоты полета позволяет выполнить фюзеляж негерметичным, что удешевляет и облегчает конструкцию самолета. Для обеспечения короткого взлета и посадки такие самолеты обычно имеют относительно малую нагрузку на крыло, а двигатели – большую взлетную мощность. Результатом этого является относительно небольшая крейсерская скорость и высокая степень дросселирования двигателей на этом режиме, то есть потребная мощность на крейсерском режиме в два с лишним раза меньше максимальной продолжительной мощности каждого из двух турбовинтовых двигателей (ТВД) (степень дросселирования более 50%), что негативно сказывается на топливной эффективности, так как при такой степени дросселиро-

вания существенно возрастает удельный расход топлива (на 20...40%). Максимальная мощность двигателей требуется только в течение 1...3 мин для осуществления разбега и взлета с короткой взлетно-посадочной полосы.

Ранее авторами настоящей статьи было проведено исследование [1], посвященное концептуальному проектированию и оценке эффективности ГСУ последовательной схемы для самолета МВЛ максимальной взлетной массой 6100 кг и вместимостью 13 пасс. В качестве прототипа был взят самолет EV-55 Outback компании Evектор. Силовая установка, рассмотренная в [1], состоит из двух электрических двигателей (ЭД), вращающих воздушные винты. Питание ЭД осуществляется от одного или двух турбогенераторов и блока аккумуляторных батарей (АБ). Турбогенератор представляет собой источник электрической энергии на базе электрического генератора (ЭГ) с приводом от турбовального газотурбинного двигателя (ТВГТД). При взлете и наборе высоты питание электродвигателей осуществляется одновременно от турбогенератора и блока АБ. Турбогенератор обеспечивает мощность достаточную для крейсерского полета и подзарядки блока АБ при минимальном расходе топлива. Математическое моделирование работы СУ с характеристиками на уровне 2025...2030 годов по типовому полетному циклу показало снижение удельного расхода топлива на 10...12% при той же массе ЛА в случае использования ГСУ последовательной схемы с одним мощным турбогенератором по сравнению с классической турбовинтовой СУ.

Основная идея гибридизации состоит в использовании блока АБ для создания дополнительной мощности на режимах взлета и набора высоты, что позволяет сформировать облик ТВГТД, вращающего генератор, исходя из потребной мощности в условиях крейсерского полета ЛА [2]. Это означает снижение его массы и удельного расхода топлива.

Настоящая статья является продолжением работы [1]. В отличие от [1] в качестве прототипа выбран самолет взлетной массой 6600 кг с коммерческой нагрузкой 1800 кг (19 пасс.).

Оценка эффективности основана на комплексном междисциплинарном подходе, включающем в себя решение взаимосвязанных конструктивных, технических, экономических задач при формировании облика СУ, накладывающее большое число ограничений, и поиск компромиссного варианта конструктивной схемы и параметров элементов с целью улучшения летно-технических характеристик (ЛТХ) самолета МВЛ. В данной работе не освещены вопросы выбора и обоснования выбора систем автоматического управления СУ, уровня напряжения электрических элементов и влияния переходных процессов на характеристики СУ, так как они требуют более детального представления.

---

При составлении уравнения массового баланса ЛА варьируется масса ГСУ и масса топлива при сохранении величины их суммы (для одной и той же взлетной массы ЛА). Следовательно, увеличение массы ГСУ по сравнению с СУ традиционного типа приведет к уменьшению массы топлива. Однако при этом, благодаря уменьшению удельного расхода топлива двигателя на основных режимах работы, можно получить преимущество в дальности полета ЛА.

Для сравнительной оценки был сформирован облик традиционной СУ на основе газогенератора перспективного ТВД. Оптимальным вариантом для двигателя такой размерности является наиболее простая конструктивная схема с минимальным числом ступеней лопаточных машин, имеющая следующие основные узлы: одноступенчатый или двухступенчатый центробежный компрессор; кольцевую наклонную камеру сгорания; неохлаждаемую одноступенчатую турбину компрессора; неохлаждаемую одноступенчатую или двухступенчатую свободную турбину. На основе этого же газогенератора формировался облик перспективных ТВГТД для ГСУ последовательной схемы и гибридных ТВД (ГТВД) для ГСУ параллельной схемы. Полученные результаты уточняют результаты работы [1].

## Методика оценки эффективности

Отличительными особенностями предлагаемой авторами методики являются тесное сопряжение самолетных и двигательных аспектов проектирования и расчета, возможность использования внешних (экспериментальных) характеристик как элементов двигателя и всей СУ в целом, так и аэродинамических характеристик (АДХ) ЛА, инструмент визуализации и анализа получаемых результатов и, наконец, органичное взаимодействие с пакетами многопараметрической и многокритериальной оптимизации.

При учете влияния большого количества самолетных и двигательных факторов (от нескольких десятков до нескольких сотен – в зависимости от сложности используемых математических моделей) на параметры системы ЛА – СУ почти невозможно вывести простые аналитические зависимости взлетной массы ЛА, дальности полета и других характеристик от рассматриваемых (варьируемых) параметров. Единственно возможным в этом случае является способ расчета ЛТХ по заданным (расчетным) профилям полета ЛА с некоторой взлетной массой с учетом решения уравнений существования и согласования объемов, а затем посредством

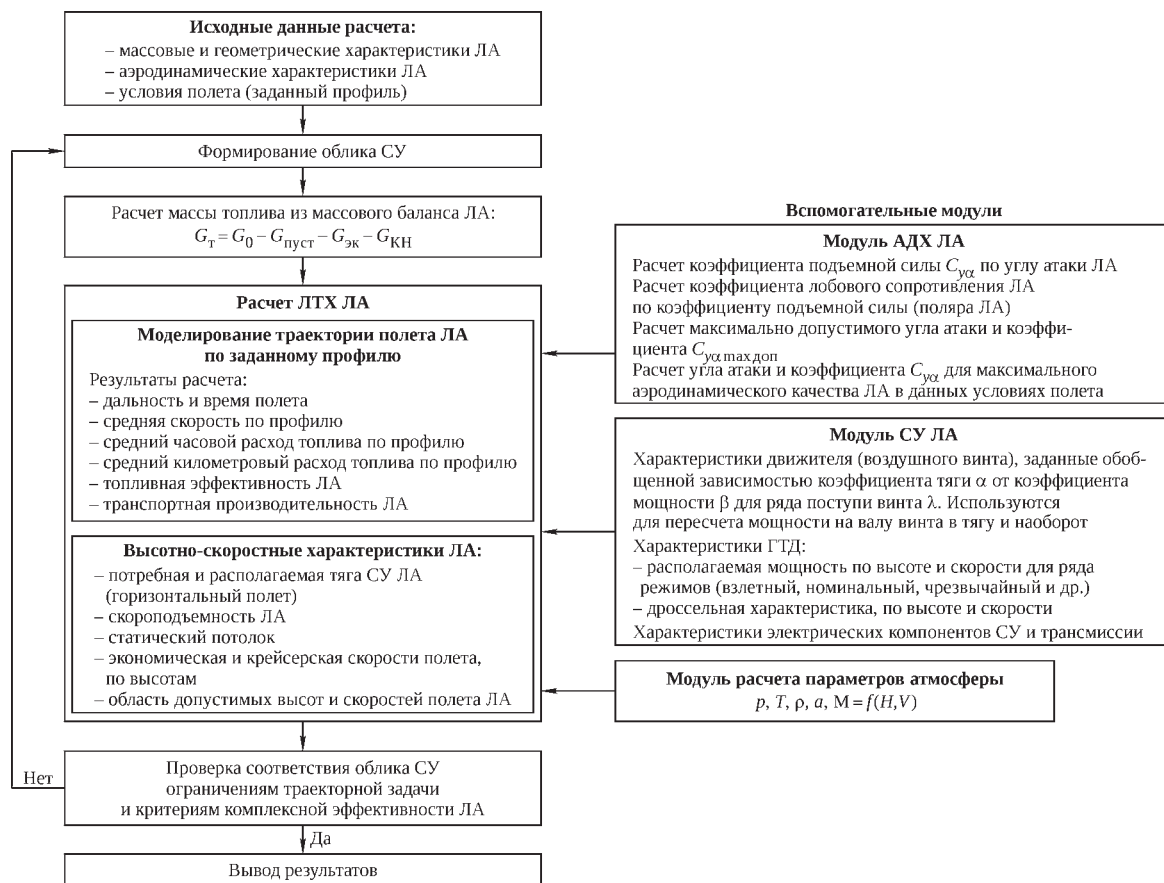


Рис. 1. Вычислительный процесс формирования облика СУ в составе ЛА

итерационного определения взлетной массы ( $G_0$ ), обеспечивающий соответствие заданным требованиям, например максимальной дальности полета.

Задача формирования облика СУ в составе ЛА тесно связана с решением траекторной задачи (полета по заданному профилю) [1; 3; 4], поскольку результирующие показатели эффективности ЛА могут быть получены только на основе характеристик полностью сформированного облика СУ, таких, например, как массовые, высотно-скоростные и дроссельные характеристики двигателя в составе СУ.

Формирование облика СУ выполнялось путем доработки численного алгоритма под задачу формирования облика СУ для готового ЛА с заданными характеристиками (рис. 1;  $G_0$  – взлетная масса самолета;  $G_{пуст}$  – масса пустого самолета;  $G_{эк}$  – масса экипажа;  $G_{кн}$  – масса коммерческой нагрузки). Задача решается с помощью ряда итераций, в каждой из которых происходит уточнение исходных данных по результатам предыдущих вычислений.

Расчеты характеристик различных газотурбинных двигателей были кратко представлены в работе [4]. Расчетные модели электрических компонентов в настоящей работе представлены оценочными зависимостями удельных характеристик, которые требуют уточнения в дальнейшем. Это обусловлено тем, что в авиационной отрасли электрические компоненты большой мощности в настоящее время находятся на стадии интенсивного развития и для построения моделей высокого уровня недостаточно данных. Ниже представлены подходы к математическому описанию характеристик электрических компонентов ГСУ и полностью электрических СУ (ЭСУ).

*Электрические машины (ЭМ):* двигатели (ЭД), генераторы (ЭГ) и обратимые машины (ОЭМ). В авиационных ГСУ и ЭСУ используются синхронные ЭМ бесколлекторного типа, работающие на переменном токе (обычно используются три фазы, но может быть и больше), так как среди всех типов электрических машин именно они имеют наибольшую удельную мощность.

Масса ЭМ существенно зависит от частоты вращения ротора на расчетном режиме: чем выше частота, тем меньше габариты и масса. В случае если ЭМ используется для привода воздушного винта, имеющего достаточно низкую частоту вращения (около 2000 об/мин), между ЭМ и валом винта при данных мощностях устанавливается понижающий механический редуктор, так как это снижает массу ГСУ в целом.

Удельные характеристики ЭМ задаются в виде зависимости удельной мощности ( $\gamma_{ЭМ}$ , кВт/кг) от расчетной мощности ЭМ ( $N_{ЭМ}$ ), частоты вращения ротора ЭМ ( $n_{ЭМ}$ ) для ожидаемого уровня технологического развития (УТР) – года перспективы:

$$\gamma_{ЭМ} = f(N_{ЭМ}, n_{ЭМ}, УТР).$$

В работе ЭМ выделяют продолжительный режим и режим работы с допустимой перегрузкой в течение заданного времени. Для последнего расчетная мощность ЭМ выбирается меньше фактической, с учетом коэффициента допустимой перегрузки:

$$N_{ЭМр} = \max(N_{ЭМпер}/k_{пер}, N_{ЭМ}),$$

где  $N_{ЭМр}$  – расчетная мощность ЭМ;  $N_{ЭМпер}$  – максимальная мощность, с которой ЭМ работает в режиме перегрузки;  $N_{ЭМ}$  – максимальная мощность, с которой ЭМ работает в продолжительном режиме;  $k_{пер}$  – коэффициент допустимой перегрузки.

*Блок силовой электроники (БСЭ) электрических машин* включает в себя инверторы и/или преобразователи электрического тока, ключи, жидкостную систему охлаждения ЭМ, датчики и оснастку.

Удельные характеристики БСЭ ЭМ задаются в виде зависимости удельной мощности ( $\gamma_{БСЭЭМ}$ , кВт/кг) от максимальной пропускаемой мощности для ожидаемого уровня технологического развития (года перспективы):

$$\gamma_{БСЭЭМ} = f(N_{БСЭЭМ}, УТР).$$

Расчетная мощность БСЭ ЭМ определяется максимальной мощностью пропускаемого электрического тока.

*Аккумуляторные батареи.* Как правило, используются АБ литий-ионного типа. В зависимости от ожидаемого времени разряда могут применяться АБ как быстрого, так и длительного разряда. АБ быстрого разряда (до 5 мин в нормальном и до 2,5 мин в чрезвычайном режиме) применяются в том случае, если АБ используется кратковременно, например только при взлете ЛА.

При определении размерности АБ учитываются следующие факторы:

- суммарная электрическая работа разряда АБ;
- максимальная мощность разряда АБ (максимальный ток и напряжение разряда);
- режим разряда: нормальный и чрезвычайный.

Чрезвычайный режим характеризуется повышенной мощностью разряда, повышенной теплонапряженностью и тепловыми потерями. Кроме того, на чрезвычайном режиме допускается полный разряд АБ.

Удельные характеристики АБ представлены удельной энергетической емкостью (кВт·ч/кг), которая зависит от типа АБ и ожидаемого уровня технологического развития.

*Система управления и перераспределения электрической энергии (СУПЭ).* Данная система коммутирует все электрические компоненты СУ и управляет передачей электрической мощности от источников потребителям в зависимости от режима работы СУ.

Удельная мощность СУПЭ (кВт/кг) задается в зависимости от уровня технологического развития. Расчетная мощность СУПЭ определяется максимальной пропускаемой электрической мощностью.



Рис. 2. Самолеты L 410 (а) и Ан-28 (б)

*Электрические кабели.* Удельная мощность на погонный метр кабеля (кВт/(кг·м)) определяется следующими факторами:

- ток переменный/постоянный;
- напряжение электрического тока (либо сила тока при заданной мощности);
- количество жил;
- уровень технологического развития (оказывает наименьшее влияние в сравнении с другими компонентами).

Расчетная мощность кабеля определяется максимальной мощностью пропускаемого электрического тока.

Удельные характеристики электрических компонентов в настоящей работе были приняты такими, как в [5]. Часть характеристик представлена далее.

Характеристики ЭМ были приняты на основании результатов работы [6], в которой были сформированы облики и рассчитаны характеристики различных электрических двигателей и генераторов, подходящих для применения в составе ГСУ самолетов МВЛ.

### Базовый самолет

В качестве объекта исследований рассматривается гипотетический 19-местный самолет МВЛ типа L 410 и Ан-28 (рис. 2) с СУ на базе двух двигателей H80-200 фирмы GE Aviation Czech с пятилопастными винтами V 510 разработки компании AVIA Propeller, имеющими флюгерное и реверсивное положение, ограничитель частоты вращения и возможность плавного изменения угла установки лопастей во всем диапазоне.

#### Основные характеристики самолета [7]

Экипаж, чел. . . . . .	2
Коммерческая нагрузка, пасс. (кг груза) . . . . .	19 (1800)
Тип двигателя . . . . .	2 × ТВД H80-200
Взлетная мощность СУ, л.с. . . . .	2 × 800
Площадь крыла, м <sup>2</sup> . . . . .	35
Масса пустого самолета, кг . . . . .	4050
Максимальная взлетная масса, кг . . . . .	6600
Максимальная масса топлива	
без концевых баков, кг . . . . .	990
с концевыми баками, кг . . . . .	1300
Скорость крейсерского полета, км/ч . . . . .	270
Высота крейсерского полета, м . . . . .	3050
Практический потолок, м . . . . .	4200

### Схемы силовых установок

В данной работе рассматриваются следующие схемы силовых установок:

- 1) традиционная СУ на основе двух ТВД;
- 2) ГСУ последовательной схемы на основе одного ТВГТД;
- 3) ГСУ параллельной схемы на основе двух ГТВД;
- 4) «частично турбоэлектрическая» СУ на основе двух ГТВД;
- 5) полностью электрическая СУ (ЭСУ).

Следует отметить, что это далеко не полный перечень возможных вариантов. В первую очередь, в данном исследовании не рассматриваются распределенные СУ, как, например, в работах [8; 9], и ЭСУ на основе водородных топливных элементов.

Все газотурбинные двигатели, входящие в состав рассматриваемых СУ, сформированы на базе единого газогенератора. Оптимальным вариантом для двигателей такой размерности (до 1000 кВт) является наиболее простая конструктивная схема с минимальным числом ступеней лопаточных машин.

#### Традиционная СУ на основе двух ТВД (схема 1).

В состав традиционной силовой установки самолета МВЛ на 19 пасс. входят два ТВД, каждый из которых приводит во вращение воздушный винт посредством механической трансмиссии (рис. 3). Также в состав СУ входят топливная и масляная системы.

#### ГСУ последовательной схемы на основе одного ТВГТД (схема 2).

Схема последовательной ГСУ с одним турбовальным двигателем представлена на рис. 4.

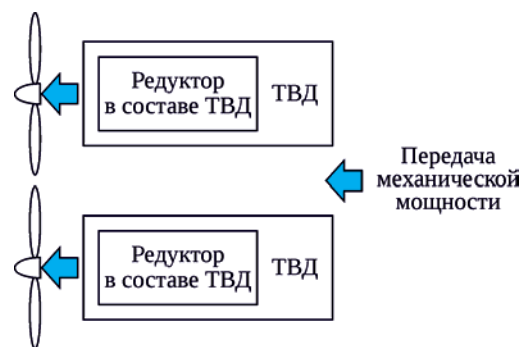


Рис. 3. Схема СУ традиционного типа на основе двух ТВД (схема 1)



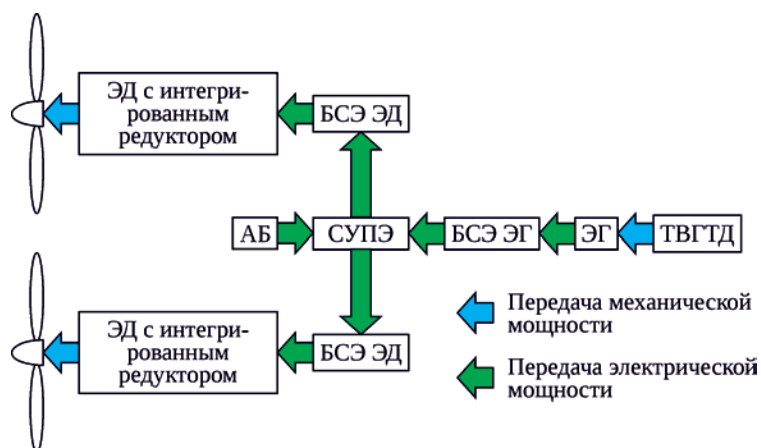


Рис. 4. Схема последовательной ГСУ с одним турбогенератором (схема 2)

Подобная схема уже была рассмотрена в работе [1]. В отличие от работы [1] здесь не рассматривается использование двух турбогенераторов в составе ГСУ, так как, согласно предварительным исследованиям, их применение существенно увеличивает массу силовой установки и не приводит к снижению удельного расхода топлива. Стоит отметить, что применение ГСУ последовательной схемы на самолетах МВЛ рассматривается во многих проектах, например на самолете ZA10 компании Zunum Aero [10].

ГСУ включает в себя один турбогенератор на основе ТВГТД и вращаемого им электрического генератора. Электрическая энергия от генератора передается на два электрических двигателя, вращающих воздушные винты. Кроме того, ГСУ включает в себя дополнительный источник электрической мощности – АБ. Батарея разряжается только при взлете и наборе высоты ЛА (в нормальных условиях). На крейсерском режиме АБ заряжается от турбогенератора. Располагаемая мощность и энергоемкость АБ выбирается из условия компенсации отказа турбогенератора при взлете ЛА и обеспечения безопасного набора высоты, полета по кругу и посадки.

Преимущество ГСУ последовательной схемы перед традиционной СУ заключается в том, что газотурбинный двигатель может быть оптимизирован под крейсерский режим полета. Благодаря этому снижается его масса и удельный расход топлива. К тому же двигатель становится однорежимным, что увеличивает его ресурс и отказоустойчивость. Стоимость владения и обслуживания подобной СУ в сравнении с традиционной теоретически должна быть ниже из-за того, что газотурбинный двигатель только один.

**ГСУ параллельной схемы на основе двух гибридных ТВД (схема 3).** Рассматривается силовая установка, оснащенная двумя так называемыми гибридными турбовинтовыми двигателями. ГТВД имеет в своем составе обратимую электрическую машину, которая может эффективно работать как в режиме двигателя, так и в ре-

жиме генератора. В режиме двигателя ОЭМ может передавать дополнительный крутящий момент на воздушный винт. Возможны различные способы установки такой электрической машины, например через муфту свободного хода на валу свободной турбины, как показано на рис. 5.

У турбовинтовых двигателей мощностью 800 л.с. частота вращения свободной турбины составляет 25000...35000 об/мин. Такая высокая частота вращения позволяет сделать ОЭМ довольно компактной. Работая в режиме двигателя, она может передавать крутящий момент на воздушный винт как самостоятельно, так и одновременно со свободной турбиной. Работая в режиме генератора, ОЭМ может отбирать часть механической мощности с вала свободной турбины.

Также в состав силовой установки входит дополнительный источник электрической мощности – АБ. Она обеспечивает кратковременное увеличение мощности СУ при взлете и наборе высоты ЛА, отвечающее заданным требованиям по дистанции взлета, как нормального, так и продолженного с отказом газотурбинной части одного из двигателей, и по скороподъемности ЛА при наборе высоты. Наличие электродвигателя, передающего крутящий момент на воздушный винт, так же, как и в случае ГСУ последовательной схемы, позволяет уменьшить мощность газотурбинной части и оптимизировать ее под крейсерский режим полета, тем самым обеспечив снижение расхода топлива.

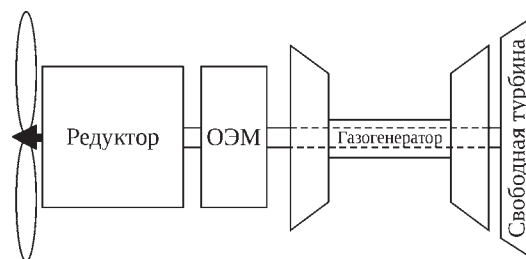


Рис. 5. Схема гибридного ТВД с обратимой электрической машиной

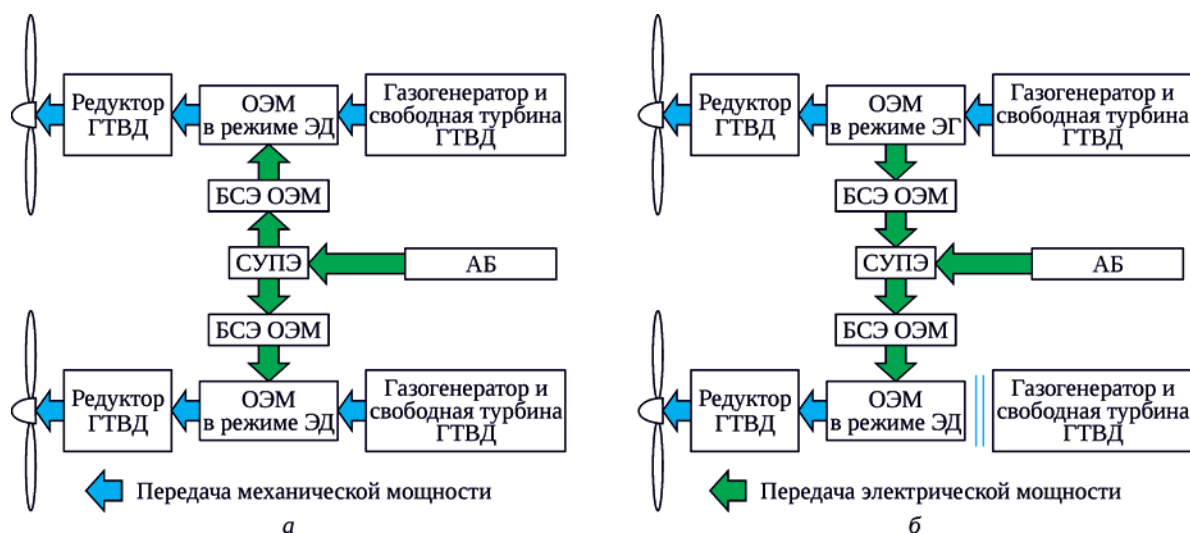


Рис. 6. Схема ГСУ с двумя гибридными ТВД и аккумуляторной батареей:

а – нормальный взлет ЛА; б – продолженный взлет ЛА с отказом газотурбинной части одного из двигателей

Существуют и другие схемы параллельных ГСУ, например когда на самолет устанавливаются традиционные ТВД и несколько электрических двигателей, вращающих собственные воздушные винты. Но в данной работе они не рассматриваются.

На рис. 6,а показана схема работы параллельной ГСУ на основе двух ГТВД на режиме взлета, когда одновременно работают газотурбинная часть и ОЭМ в режиме двигателя, с питанием от АБ. На рис. 6,б показана возможная схема работы ГСУ в случае отказа газотурбинной части одного из ГТВД (продолженный взлет). В этом случае крутящий момент на воздушный винт передается только от ОЭМ.

При необходимости обеспечения равной тяги воздушных винтов, как при взлете ЛА, так и в крейсерском полете с отказом газотурбинной части одного из ГТВД, часть мощности работающего ГТВД может быть перенаправлена на воздушный винт со стороны отказавшего двигателя. Это существенно повышает безопасность, так как обычно полет с отказавшим ТВД существенно усложняет управление самолетом из-за огромного разворачивающего момента, который довольно трудно компенсировать аэродинамическими органами управления. Так, например, на самолете Бе-12 специально для этого была сделана междвигательная синхронизирующая механическая трансмиссия. Она имела довольно большую массу и накладывала существенные ограничения на компоновку самолета.

В крейсерском полете АБ заряжается в течение заданного времени (условно 1 ч), при этом газотурбинные части ГТВД работают с несколько повышенной мощностью, обеспечивая заряд АБ от ОЭМ, работающих в режиме генератора. На остальных этапах полета (кроме взлета и набора высоты) АБ не используется.

Следует отметить, что масса подобной ГСУ, как правило, превышает массу СУ традиционного типа, что приводит к увеличению посадочной массы ЛА и, вследствие этого, к увеличению посадочной дистанции ЛА в сравнении с базовым самолетом. В случае превышения посадочной дистанции ЛА заданной длины ВПП необходима проработка конструктивных мер по обеспечению более интенсивного торможения самолета при посадке.

**«Частично турбоэлектрическая» СУ на основе двух ГТВД (схема 4).** «Частично турбоэлектрическая» СУ построена на базе двух ГТВД, как и ГСУ параллельной схемы (схема 3). Отличием от предыдущей схемы является отсутствие АБ. Это означает, что газотурбинная часть гибридных ТВД обладает такой же мощностью, как и СУ на основе традиционных ТВД для данного самолета. То есть мощность газотурбинной части двух двигателей достаточна для обеспечения взлета с заданной дистанцией разбега, набора высоты и крейсерского полета.

Основная особенность работы данной силовой установки заключается в том, что после взлета и набора высоты, на крейсерском режиме полета, газотурбинная часть одного из ГТВД отключается (рис. 7), а у второго переводится в режим максимальной продолжительной мощности. Часть мощности от свободной турбины этого двигателя (чуть меньше половины) передается на воздушный винт, а оставшаяся часть расходуется на работу ОЭМ в режиме генератора. Вырабатываемая электроэнергия передается на работающую в режиме мотора ОЭМ первого ГТВД с выключенной газотурбинной частью. В итоге механическая мощность свободной турбины одного ГТВД передается на два воздушных винта. В одном случае через механическую трансмиссию, в другом – через электрическую трансмиссию.

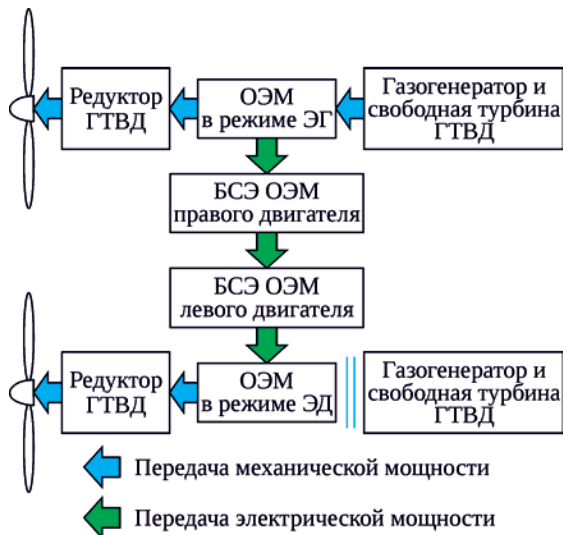


Рис. 7. Схема «частично турбоэлектрической» СУ на основе двух гибридных ТВД, с отключением одного двигателя в крейсерском полете (схема 4)

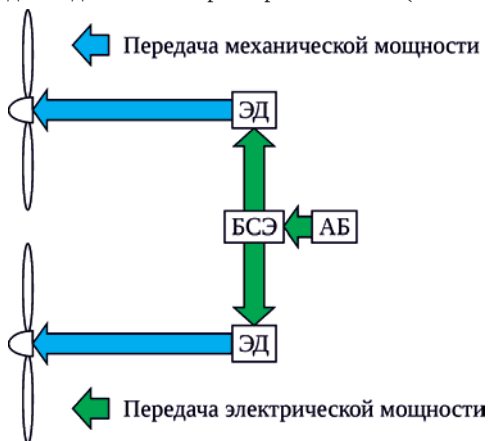


Рис. 8. Схема полностью электрической СУ

Именно поэтому мы назвали данную схему частично турбоэлектрической.

В такой схеме степень дросселирования ГТВД в крейсерском полете (мощность ГТВД, отнесенная к располагаемой мощности на номинальном режиме) составляет 90...95%, в отличие от степени дросселирования 42...45% в случае работы двух газотурбинных двигателей существующих самолетов. То есть этот один двигатель будет работать в режиме, обеспечивающем существенно меньший удельный расход топлива.

**Полностью электрическая СУ (схема 5).** ЭСУ (рис. 8) не имеет в своем составе теплового двигателя и, соответственно, в составе ЛА отсутствует топливная система со всей оснасткой. Единственным источником энергии в данной ЭСУ является АБ. В течение всего полета АБ работает в режиме разряда.

Подобная СУ применяется на самолете Alice израильской компании Eviation [11], в проекте VoltAir [12] и в работах [13; 14].

## Результаты расчетов эффективности применения СУ разного типа в составе самолетов МВЛ

Как уже было отмечено во введении, эффективность – широкое понятие и в качестве ее критериев могут использоваться различные параметры. В данной работе авторы приняли следующие критерии эффективности:

- для СУ, работающих на керосине: средний километровой расход топлива по заданному профилю полета (кг/км) и/или топливная эффективность в полете по полному профилю, т.е. масса затраченного топлива на пассажиро-километр (г/(пасс.км));

- для всех СУ принят более общий критерий: энергетическая эффективность в полете по полному профилю, т.е. затраты энергии на пассажиро-километр (МДж/(пасс.км)), при этом энергия топлива считалась по величине нижней теплотворной способности  $H_u = 43,1$  МДж/кг;

- дальность полета ЛА (км) при заданных взлетной массе ЛА и массе коммерческой нагрузки.

Разработанная методика и математическая модель позволяют выполнить анализ и исследования и на основе иных критериев, но это выходит за рамки данной статьи.

**ЛА с традиционной СУ.** Для традиционной силовой установки были сформированы облики и рассчитаны характеристики турбовинтовых двигателей взлетной мощностью 800 л.с. для уровня технологий 2020 года (ТВД-800-2020) и для уровня технологий 2030 года (ТВД-800-2030) [4]. Дроссельные характеристики этих ТВД для условий крейсерского полета ( $H = 3000$  м,  $V = 270$  км/ч) приведены на рис. 9 ( $C_e$  – удельный расход топлива;  $N_e$  – мощность). Для сравнения дана характеристика двигателя Н80-200 [15–17].

Результаты определения летно-технических характеристик базового самолета с традиционной СУ с различными ТВД представлены в табл. 1.

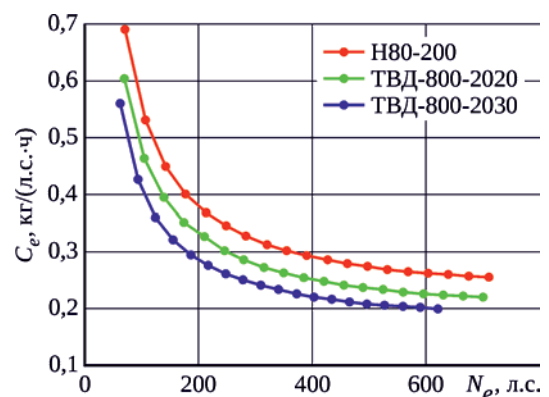


Рис. 9. Дроссельные характеристики ряда ТВД в крейсерских условиях ( $H = 3000$  м,  $V = 270$  км/ч)



Табл. 1. Основные ЛТХ базового самолета с традиционной СУ

Характеристика	H80-200 (2010)	ТВД-800-2020	ТВД-800-2030
Взлетная масса ЛА, кг	6600		
Масса одного ТВД с системами и элементами крепления, кг	239	218	181
Масса топлива, кг	590	633	722
Дальность полета, км	657	824	1140
Степень дросселирования ТВД в крейсерском полете (от максимального продолжительного режима)	0,41	0,41	0,47
Топливная эффективность, г/(пасс·км)	36,7	32,9	28,5
Энергетическая эффективность, МДж/(пасс·км)	1,58	1,41	1,23
Средний километровый расход топлива, кг/км	0,66	0,60	0,53

Представленные данные показывают, что турбовинтовые двигатели имеют степень дросселирования (мощность двигателя, отнесенная к располагаемой мощности ТВД на номинальном режиме) в крейсерском полете равную 0,41...0,47. Это означает наличие значительного запаса мощности на крейсерском режиме.

Здесь следует обратить внимание на то, что двигатель H80-200 (GE Aviation Czech) фактически представляет собой модернизированный двигатель M601 (Walter Aircraft Engines), разработанный еще в 1970-е годы. Поэтому неудивительно, что двигатель ТВД-800-2020 может иметь на 20% меньшую массу и на 10% меньший расход топлива. В итоге его применение позволяет примерно на 25% увеличить дальность полета при той же взлетной массе самолета. При этом топливная (энергетическая) эффективность выше примерно на 10,9%. Прогнозы уровня развития технологий ТВД на 2030 год показывают возможное увеличение дальности полета ЛА на 73% и повышение топливной (энергетической) эффективности примерно на 22,3%.

**ЛА с ГСУ последовательной схемы.** В качестве приводов воздушных винтов используются два электрических двигателя максимальной мощностью 550 кВт при частоте вращения 1900 об/мин. Формирование облика и расчетное моделирование подобной электрической машины были выполнены в работе [6]. Было показано, что ее удельная мощность для уровня технологий 2020 года может составить 6,2 кВт/кг, а для уровня технологий 2030 года – 9,8 кВт/кг. Удельная мощность блока силовой электроники для подобной электрической машины может составлять 10 кВт/кг для уровня технологий 2020 года и не менее 15 кВт/кг для уровня технологий 2030 года.

В качестве привода генератора ГСУ последовательной схемы (схема 2) рассматривались несколько турбовальных двигателей различной мощности, от 950 до 1450 л.с. [4]. На рис. 10 представлены дроссельные характеристики ряда ТВГТД в крейсерских условиях полета для уровня технологий 2030 года.

В работе [6] также были сформированы облики и выполнены детальные расчеты электрических генераторов максимальной мощностью 700 и 1100 кВт для частоты вращения 15 000, 30 000 и 45 000 об/мин. Расчеты показали, что электрический генератор максимальной мощностью 700 кВт при частоте вращения 30 000 об/мин будет иметь удельную мощность примерно 8 кВт/кг с учетом массы корпусных деталей и жидкостной системы охлаждения при уровне технологий 2020 года и примерно 12,5 кВт/кг при уровне технологий 2030 года. При максимальной мощности генератора 1100 кВт при той же частоте вращения удельная мощность составит 11 кВт/кг для 2020 года и 15,6 кВт/кг для 2030 года. Удельная мощность блоков силовой электроники составит 15...20 кВт/кг для 2020 года и 25...30 кВт/кг для 2030 года.

При математическом моделировании рассматривался особый расчетный случай отказа ТВГТД при продолженном взлете ЛА. При этом считалось, что обнаружение отказа экипажем при взлете происходит в наихудший момент: скорость при принятии решения  $V_1 = 150$  км/ч. В момент отказа турбовального двигателя АБ переводится на чрезвычайный режим разряда с максимальной допустимой мощностью. Эта мощность определяется расчетным путем в зависимости от мощности ТВГТД (до отказа), мощности разряда АБ до отказа и заданных ограничений дистанции разбега и взлета ЛА.

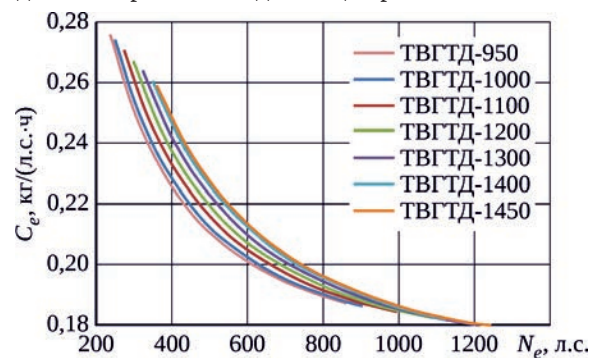


Рис. 10. Дроссельные характеристики ряда ТВГТД в крейсерских условиях ( $H = 3000$  м,  $V = 270$  км/ч)

**Табл. 2.** Результаты определения ЛТХ базового самолета с ГСУ последовательной схемы уровня технологий 2030 года

Характеристика	ТВГТД					
	1000	1100	1200	1300	1400	1450
Мощность разряда АБ в продолженном взлете ЛА с отказом ТВГТД, л.с.	824					
Масса ТВГТД с системами и элементами крепления, кг	151	163	175	187	199	204
Масса АБ, кг	130	130	129	128	128	127
Масса ЭГ, кг	34	38	42	45	49	51
Масса БСЭ ЭГ, кг	25	27	29	32	34	36
Масса одного ЭД, кг	23	24	27	29	31	32
Масса одного БСЭ ЭД, кг	19					
Масса СУПЭ, кабелей и оснастки ГСУ, кг	50					
Масса топлива, кг	594	575	533	531	510	500
Суммарная масса топлива, ТВГТД и электрических компонентов, кг	1069					
Масса топлива, расходуемого в полете по заданному профилю, кг	467	457	453	435	420	406
Время подъема ЛА на высоту крейсерского полета, мин	39	25	19	15	13	12
Дальность полета по заданному профилю, км	1081	1034	980	938	874	849
Топливная эффективность, г/(пасс·км)	24,6	24,7	24,9	24,9	25,2	25,3
Энергетическая эффективность, МДж/(пасс·км)	1,06	1,06	1,07	1,07	1,09	1,09
Средний километровый расход топлива, кг/км	0,45	0,45	0,45	0,45	0,46	0,46

После совершения продолженного взлета ЛА с отказом турбовального двигателя АБ остается единственным источником энергии в составе ГСУ и должна обеспечить все последующие этапы полета до посадки ЛА:

- подъем ЛА до высоты  $H = 100$  м;
- полет по кругу и заход на посадку на высоте  $H = 100$  м с постоянной скоростью, во взлетной конфигурации механизации крыла (положение предкрылков –  $15^\circ$ , положение закрылков –  $18^\circ$ ), с выпущенным шасси;
- планирование и посадка.

Результаты расчета летно-технических характеристик ГСУ последовательной схемы для уровня технологий 2030 года и разной мощности ТВГТД представлены в табл. 2.

Оптимальным вариантом ГСУ последовательной схемы, обеспечивающим ЛА наибольшую дальность полета (1081 км) в сочетании с наилучшим средним километровым расходом топлива (0,45 кг/км), является ГСУ с турбовальным двигателем мощностью 1000 л.с. Подобная силовая установка обеспечивает улучшение топливной (энергетической) эффективности примерно на 15%, но меньшую дальность полета (~5,2%) при той же взлетной массе ЛА, чем традиционная СУ на основе двух ТВД уровня 2030 года (см. табл. 1).

Здесь следует отметить, что емкость АБ в рассмотренных расчетных случаях выбирается из условия парирования отказа ТВГТД только при взлете. Для компенсации отказа этого двигателя на крейсерском участке полета необходимо иметь АБ большей емкости и массы, что при заданной взлетной массе существенно сократит или дальность полета, или полезную нагрузку. Вообще

ГСУ последовательной схемы выглядит довольно привлекательной с экономической точки зрения, так как стоимость ГТД занимает существенную долю в стоимости самолета и затратах на его обслуживание. Но из-за необходимости иметь возможность компенсировать отказ единственного газотурбинного двигателя на всех этапах полета такая ГСУ, скорее всего, не имеет перспектив в ближайшем будущем.

**ЛА с ГСУ параллельной схемы.** При исследованиях эффективности ГСУ параллельной схемы (схема 3) в составе ЛА был сформирован ряд газотурбинных частей ГТВД в диапазоне мощности от 550 до 750 л.с. для уровня технологий 2030 года [3]. Аналогичные расчеты были выполнены и для уровня технологий 2020 года, но для экономии места они здесь не приводятся. Мощность ОЭМ для каждого расчетного случая выбиралась так, чтобы обеспечивать максимальную суммарную мощность ГТВД – 800 л.с. Обратимая электрическая машина будет интегрирована в редуктор двигателя, поэтому будет иметь минимум собственных корпусных деталей и элементов системы охлаждения. С учетом этого и на основе результатов работы [6] удельная мощность ОЭМ для 2020 года была принята на уровне 10 кВт/кг, а для 2030 года – на уровне 16 кВт/кг. Удельная мощность БСЭ ОЭМ принята на уровне 12 кВт/кг для 2020 года и на уровне 20 кВт/кг для 2030 года.

АБ отдает энергию только на взлете и наборе высоты, а на крейсерском режиме заряжается. Из рассмотренных вариантов ГСУ при отказе одного ГТВД в крейсерском полете продолжительный горизонтальный полет обеспечивается только с ГТВД-650 и ГТВД-700 (табл. 3).

**Табл. 3.** Результаты определения ЛТХ базового самолета с ГСУ параллельной схемы для уровня технологий 2030 года

Характеристика	ГТВД			
	550	600	650	700
Мощность разряда АБ при нормальном взлете ЛА, л.с.	137	108	81	53
Мощность разряда АБ в продолженном взлете ЛА с отказом одного ГТВД, л.с.	274	217	161	107
Масса одного ГТВД с системами и элементами крепления, кг	146	155	167	176
Масса АБ, кг	32	26	19	13
Масса СУПЭ, кабелей и оснастки ГСУ, кг	16			
Суммарная масса электрических компонентов ГСУ, кг	86	79	72	66
Масса топлива, кг	728	718	700	688
Суммарная масса топлива, ГТВД и электрических компонентов, кг	1069			
Время подъема ЛА на высоту крейсерского полета, мин	42	25	17	14
Степень дросселирования ГТВД в крейсерском полете (от максимального продолжительного режима)	0,70	0,64	0,59	0,54
Дальность полета по заданному профилю, км	1214	1182	1109	1069
Топливная эффективность, г/(пасс·км)	27,3	27,5	28,3	28,7
Энергетическая эффективность, МДж/(пасс·км)	1,18	1,19	1,22	1,24
Средний километровый расход топлива, кг/км	0,50	0,51	0,52	0,53
Обеспечение горизонтального полета ( $H = 500$ м, $V = 200$ км/ч, $G = 6500$ кг) с одним ГТВД	Нет	Нет	Да	Да

Наиболее рациональный вариант ГСУ параллельной схемы, обеспечивающий ЛА наибольшую дальность полета (1109 км) в сочетании с наилучшим средним километровым расходом топлива (0,52 кг/км), соответствует ГСУ с двумя ГТВД мощностью 650 л.с. каждый. Подобная силовая установка обеспечивает примерно такую же топливную (энергетическую) эффективность (+1%) и дальность полета (-3%), как и традиционная СУ на основе двух ТВД уровня 2030 года (см. табл. 1), при той же взлетной массе ЛА. Это обусловлено тем, что при снижении мощности газотурбинной части увеличивается удельный расход топлива и удельная масса. В итоге можно сделать вывод, что параллельная ГСУ

на основе двух ГТВД при уровне технологий 2030 года (то же самое касается и уровня технологий 2020 года) с точки зрения удельного расхода топлива и дальности полета не имеет преимуществ перед традиционной СУ. Но при этом подобная силовая установка позволяет компенсировать отказ газотурбинной части одного из ГТВД, т.е. обеспечивает возможность распределения мощности одного работающего ГТВД на оба воздушных винта. **ЛА с «частично турбоэлектрической» СУ.** Расчеты эффективности «частично турбоэлектрической» СУ на основе двух ГТВД (схема 4), подразумевающей отключение газотурбинной части одного из них на крейсерском режиме полета, были так же выполнены для техно-

**Табл. 4.** Результаты определения ЛТХ базового самолета с СУ традиционного типа и «частично турбоэлектрической» СУ с отключением одного ГТВД в крейсерском полете

Характеристика	СУ традиционного типа		СУ на основе двух ГТВД	
	2020	2030	2020	2030
Технический уровень (год)	2020	2030	2020	2030
Тип двигателя	ТВД-800		ГТВД-800	
Масса двигателя с системами, кг	218	181	239	194
Масса СУПЭ, кабелей и оснастки, кг	0		16	
Масса топлива, кг	633	722	548	668
Суммарная масса топлива, двигателей и электрических компонентов, кг	1069			
Степень дросселирования двигателя в крейсерском полете (от максимального продолжительного режима)	0,41	0,47	0,86*	0,98*
Дальность полета, км	824	1140	855	1196
Топливная эффективность, г/(пасс·км)	32,9	28,5	28,5	24,4
Энергетическая эффективность, МДж/(пасс·км)	1,41	1,23	1,21	1,06
Средний километровый расход топлива, кг/км	0,60	0,53	0,50	0,45

\* В крейсерском полете работает только один двигатель.

логического уровня 2020 и 2030 годов (табл. 4). Во всех рассматриваемых СУ максимальная мощность одного ТВД и газотурбинной части каждого из ГТВД составляет 800 л.с. (588 кВт). Мощность обратимой электрической машины, интегрированной в ГТВД, должна составлять не менее 257 кВт (350 л.с.).

«Частично турбоэлектрическая» СУ на основе двух ГТВД с отключением одного из газогенераторов на крейсерском режиме полета обеспечивает небольшое увеличение дальности полета (примерно 3,8 и 4,9%) и улучшение топливной (энергетической) эффективности (примерно 13,4 и 14,4%) по сравнению с традиционной СУ на основе двух ТВД при уровне технологий 2020 и 2030 года. Подобная СУ может быть создана уже при сегодняшнем уровне технологий электрических машин и силовой электроники. Характерно то, что в состав СУ не входят АБ большой емкости, как в других схемах ГСУ. Тем не менее, если добавить в состав СУ относительно небольшую АБ, то появится возможность компенсировать потерю мощности в случае выхода из строя газотурбинной части одного из ГТВД, т.е. не переводить второй на чрезвычайный режим.

Кроме улучшения топливной эффективности, рассматриваемая СУ имеет следующие преимущества:

- безопасность в случае отказа газотурбинной части одного из двигателей;
- экономия ресурса отключаемого двигателя.

**ЛА с полностью электрической СУ.** Ниже представлены результаты моделирования ЛА с полностью электрической СУ на основе АБ уровня 2030 года (суммарная масса ЭСУ приведена с учетом добавленной массы 127 кг, так как в составе ЛА отсутствует топливная система).

#### Результаты определения ЛТХ базового самолета с ЭСУ для уровня технологий 2030 года

Суммарная масса ЭСУ, кг	1196
Масса одного ЭД, кг	33
Масса БСЭ, кг	16
Масса СУПЭ, кг	25
Масса кабелей и оснастки, кг	20
Масса АБ, кг	1053
Располагаемая электрическая энергия АБ, кВт·ч	421
Мощность разряда АБ при взлете, л.с. (кВт)	1700 (1250)
Мощность разряда АБ в крейсерском полете, л.с. (кВт)	593 (436)
Дальность полета, км	230
Энергетическая эффективность, МДж/(пасс·км)	0,35

Данная СУ обеспечивает:

- наилучший показатель среди всех рассмотренных типов СУ по критерию энергетической эффектив-

ности, равный 0,35 МДж/(пасс·км), что значительно ниже, чем у различных СУ, работающих на керосине;

- наименьшую дальность полета, 230 км, среди всех рассмотренных типов СУ, что обусловлено сравнительно низкой удельной энергетической емкостью АБ (количество хранимой энергии на единицу массы).

## Заключение

В работе сформированы облики и произведена сравнительная оценка эффективности применения гибридных силовых установок различных схем, электрической силовой установки и традиционных силовых установок в составе пассажирского самолета местных воздушных линий вместимостью до 19 пасс. Базовым вариантом для сравнительной оценки эффективности является ЛА с традиционной СУ на базе двух турбовинтовых двигателей типа H80-200. Рассмотрены классическая СУ на основе двух ТВД, ГСУ последовательной схемы на основе турбовального двигателя, ГСУ параллельной схемы на основе гибридного турбовинтового двигателя (с интегрированной в редуктор обратимой электрической машиной), «частично турбоэлектрическая» силовая установка на основе двух ГТВД с отключением газогенератора одного из них в полете и полностью электрическая силовая установка. Значения параметров при моделировании классической СУ приняты на уровне технологического развития 2020 и 2030 годов, для ГСУ и ЭСУ – на уровне 2030 года. В качестве критериев эффективности были использованы такие параметры, как топливная (энергетическая) эффективность по заданному профилю полета и максимальная дальность полета при заданной максимальной взлетной массе летательного аппарата.

Получены следующие результаты:

- самолет с традиционной СУ на основе перспективных ТВД имеет большую (на 25 и 73%) дальность полета и топливную (энергетическую) эффективность (на 10,9 и 22,3%) при технологическом уровне 2020 и 2030 годов, чем самолет с традиционной СУ на основе двигателей H80-200;

– ГСУ последовательной схемы на основе одного ТВГТД мощностью 1000 л.с. обеспечивает на 15% улучшенную топливную (энергетическую) эффективность в сравнении с традиционной СУ на основе двух ТВД уровня 2030 года, но меньшую дальность полета (~5,2%) при той же взлетной массе ЛА;

– ГСУ параллельной схемы с двумя ГТВД мощностью 650 л.с. каждый обеспечивает примерно такую же топливную (энергетическую) эффективность (+1%) и дальность полета (–3%), как и традиционная СУ на основе двух ТВД уровня 2030 года, при той же взлетной массе ЛА;

---

– «частично турбоэлектрическая» силовая установка, предусматривающая отключение газотурбинной части одного из ГТВД на крейсерском режиме полета, обеспечивает небольшое увеличение дальности полета (примерно 3,8 и 4,9%) и улучшение топливной (энергетической) эффективности (примерно 13,4 и

14,4%) по сравнению с традиционными СУ на основе двух ТВД уровня 2020 и 2030 годов;

– полностью электрическая СУ обеспечивает наименьшую дальность полета (230 км) среди всех рассмотренных типов СУ, но при этом имеет наилучший показатель энергетической эффективности (0,35 МДж/(пасс·км)).

## Литература / References

1. Efficiency analysis of hybrid electric propulsion system for commuter airliners / A.N. Varyukhin, P.S. Sunstov, M.V. Gordin, V.S. Zakharchenko and D.Ya. Rakhmankulov // 2019 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS) : Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russia, 22–25 October 2019 : proceedings. IEEE, 2019. P. 574–576.
2. Vratny P.C. Conceptual design methods of electric power architectures for hybrid energy aircraft : PhD thesis. Technische Universität München, 2018. xxiv, 140 p.
3. Comparative assessment of different hybrid propulsion system types' efficiency for commuter aircrafts / V.S. Zakharchenko, A.N. Varyukhin, D.Ya. Rakhmankulov, P.S. Sunstov // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 1891: The International Conference on Aviation Motors (ICAM 2020), 18–21 May 2021, Moscow, Russian Federation. Art. 012007. 5 p.
4. Формирование облика двигателя для разных схемных решений применения гибридных и турбоэлектрических силовых установок в составе самолета местных воздушных линий / Д.Я. Рахманкулов, В.С. Захарченко, А.Н. Варюхин, П.С. Сунцов // Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям ICAM 2020 : сборник тезисов. М. : ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2020. С. 289–294.  
Rakhmankulov D.Ya., Zakharchenko V.S., Varyukhin A.N., Sunstov P.S. Formirovanie oblika dvigatel'ia dlia raznykh skhemnykh reshenii primeneniia gibridnykh i turboelektricheskikh silovykh ustanovok v sostave samoleta mestnykh vozdushnykh linii [Development of engine configuration for different designs of hybrid and turboelectric propulsion systems as part of commuter aircraft]. International Conference on Aviation Motors ICAM 2020: collection of abstracts. Moscow: CIAM, 2020. P. 289–294.
5. Roadmap for the technological development of hybrid electric and full-electric propulsion systems of aircrafts / A.N. Varyukhin, V.S. Zakharchenko, A.V. Vlasov, M.V. Gordin and M.A. Ovdienko // 2019 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS) : Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russia, 22–25 October 2019 : proceedings. IEEE, 2019. P. 577–583.
6. Electric machines calculation for a hybrid propulsion system of commuter airliner / A. Varyukhin et al. // 2020 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS) : Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russia, 27–30 October 2020 : proceedings. IEEE, 2020. P. 377–382.
7. Елисеев С.Н. Аэродинамика самолета Л 410 УВП Э. Сасово : СЛУ ГА, 2011. 80 с.  
Eliseev S.N. Aerodinamika samoleta L 410 UVP E [Aerodynamic of L-410-UVP-E aircraft]. Sasovo: SLU GA, 2011. 80 p.
8. Stoll A.M., Mikic G.V. Design studies of thin-haul commuter aircraft with distributed electric propulsion. 2016. 25 p. (16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference : 13–17 June 2016, Washington, D.C. ; AIAA 2016-3765).
9. Aircraft conceptual design of commuter aircraft including distributed electric propulsion / Orefice F. et al. 2020. (AIAA Aviation 2020 Forum : June 15–19, 2020 : virtual event ; AIAA 2020- 2627).
10. Zunum Aero : site. URL: <https://zunum.aero/>.
11. Eviation : site. URL: <https://www.eviation.co/>.
12. Stückl S., Toor J. van, Lobentanzer H. VoltAir – the all electric propulsion concept platform – a vision for atmospheric friendly flight // 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences : 23–28 September, 2012, Brisbane, Australia : ICAS 2012 CD-ROM proceedings. ICAS 2012-521. 11 p.
13. Yang B., Lou F., Key N. Conceptual design of a 10-passenger thin-haul electric aircraft. 2020. (AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum : August 24–28, 2020 : virtual event ; AIAA 2020-3589).
14. Staack I., Sobron A., Krus P. The potential of full-electric aircraft for civil transportation: from the Breguet range equation to operational aspects // CEAS Aeronautical Journal. 2021. Vol. 12, iss. 4. P. 803–819.



- 
15. GE M601/H80 series turboprop engines : TCDS No. E.070, iss. 08 : 12 September 2021 : type-certificate data sheet : type certificate holder GE Aviation Czech s.r.o. / EASA. European Aviation Safety Agency, 2017. 15 p.
  16. GE H Series Turboprop Engine / General Electric Company, GE Aviation, Business & General Aviation. 2017. 2 p. Booklet.
  17. H80 Turboprop Engine / GE Aviation. 2009. 2 p. Booklet.

*Материалы получены редакцией 10.08.2021*