

Научная статья
УДК 629.735
DOI: 10.34759/vst-2023-2-148-157

ОБОСНОВАНИЕ ПРИМЕНИМОСТИ ГИБРИДНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ РАЗЛИЧНОГО ТИПА И НАЗНАЧЕНИЯ

Дмитрий Александрович Бондаренко¹ ✉, Юрий Александрович Равикович²

^{1,2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

¹ dmbondarenko@mail.ru ✉

² yr@mai.ru

Аннотация. Современные летательные аппараты (ЛА) используют в основном традиционные двигатели (поршневые и газотурбинные), эффективность эксплуатации которых на борту летательных аппаратов достаточно хорошо изучена [1]. Дальнейшее развитие авиации с точки зрения повышения экономической эффективности авиационных перевозок на традиционных маршрутах, использования авиации для новых видов авиационных работ и перевозок (например, городская аэромобильность), а также снижения экологической нагрузки авиации на окружающую среду может быть связано с применением на борту летательного аппарата гибридной силовой установки (ГСУ) [2].

Использование системы электродвижения на борту летательного аппарата, включающей в себя электродвигатели (ЭД), аккумуляторные батареи (АКБ), топливные ячейки, генераторы, системы управления ГСУ, тепловые двигатели и другие компоненты ГСУ, требует проведения комплексного исследования влияния ГСУ на интегральные параметры ЛА для определения типов ЛА, использование ГСУ на которых будет обосновано как с технической, так и с экономической точки зрения [3, 4].

Ключевые слова: гибридная силовая установка, гибридный двигатель, распределенная силовая установка, городская аэромобильность, проектирование летательного аппарата с гибридной силовой установкой

Для цитирования: Бондаренко Д.А., Равикович Ю.А. Обоснование применимости гибридных силовых установок на летательных аппаратах различного типа и назначения // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 148–157. DOI: 10.34759/vst-2023-2-148-157

Original article

HYBRID POWER PLANTS APPLICABILITY SUBSTANTIATION ON VARIOUS TYPES AND PURPOSE AIRCRAFT

Dmitrii A. Bondarenko¹ ✉, Yurii A. Ravikovich²

^{1,2} Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia

¹ dmbondarenko@mail.ru ✉

² yr@mai.ru

Abstract

The up-to-date aircraft employ generally conventional engines, either piston or gas turbine, which operation efficiency onboard an aircraft has been studied quite well. Further efficiency enhancement of air transportation and aviation application for the new types of works requires implementation of new solutions and technologies, one of which may be a hybrid power plant (HPP).

The number of flights increasing predicted in the world in conjunction with the requirements of the Paris Agreement (2015) stipulates development of such solutions, which will allow significant reduction of hazardous emissions compared to the 2005 level. The aspect of no less significance is the fact that electric power units together with batteries are tenfold heavier, than turbofan engines commensurable by the power. As of today, the best way out of the current situation consists in the HPP application in aviation.

The purpose of the research is studying the HPP impact on the aircraft performance characteristics. Computations for the light class aircraft parameters optimization by the specially designed HPP integration into the aircraft structure were performed. Conditional HPP includes thermal engine, generator, electric motor, battery and for control, telemetry and information display systems. The layouts options of the two light aircraft in basic cases without the HPP and with the integrated on board HPP were studied, and analysis of basic performance characteristics was performed.

The projects of aircraft, such as EAG HERA, Zunum Aero ZA10, Heart Aerospace ES-30 and Faradair BEHA, originally designed with the HPP were studied. Four standard sizes of the aircraft most popular among the companies-operators were studied. The most popular aircraft models of similar passenger capacity were used for the comparison. As long as propeller should be a part for the power plant herewith, only the well-known aircraft with the HPP were employed for the configuration effectiveness comparison of the aircraft with the turboprop engine.

Inferences on the practicability of various standard size aircraft design for searching their weight-and-size parameters and performance characteristics were drawn by the results of the study. The necessity of the new aircraft projects development "from the scratch" for the most complete realization of the HPP potential as a part of the aircraft was substantiated as well.

The HPP components base, namely batteries, electric motors, generators etc., being employed presently, does not possess the parameters, which would ensure substantial supremacy of the aircraft with the HPP compared to the performance characteristics of the aircraft with conventional layout. However, other design aspects, such as hazardous emissions value the aircraft noise level, as well as the flight hour cost of the aircraft with the HPP, which should be less than this of the akin by size conventional regional turboprop aircraft of similar passenger capacity are essential for the aircraft with the HPP development.

Keywords: hybrid power plant, hybrid engine, distributed propulsion system, urban air mobility, design of aircraft with a hybrid power plant

For citation: Bondarenko D.A., Ravikovich Y.A. Hybrid Power Plants Applicability Substantiation on Various Types and Purpose Aircraft. Aerospace MAI Journal, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 148-157. DOI: 10.34759/vst-2023-2-148-157

1. Введение

Согласно современным рыночным прогнозам и исследованиям [5, 6, 7, 8], только в Европе количество регулярных коммерческих рейсов заметно вырастет до 25 миллионов в 2050 году по сравнению с 9,4 миллионами в 2011 году. Учитывая такие тенденции, необходимо думать о разработке инновационных летательных аппаратов для удовлетворения растущего спроса на рынке перевозок, принимая во внимание и новые правила, касающиеся защиты окружающей среды. В частности, Европейский союз и 193 другие страны подписали соглашение в рамках Конвенции Организации Объединенных Наций об изменении климата (1992), предшествующее известному Киотскому протоколу (1997). В настоящее время подписано Парижское соглашение по климату (2015), которое еще сильнее ужесточает требования к экологическим параметрам производимой техники и оборудования. Чтобы не превышать максимально допустимый порог загрязнения атмосферы, необходимо разработать такие технологии, чтобы к 2050 году существенно сократить вредные выбросы по сравнению с уровнями выбросов 2005 года [9].

Все это, вместе взятое, создает экономические и экологические стимулы для разработки летательных аппаратов новых типов и конфигураций. В связи с этим ЛА с ГСУ могут найти достаточно широкое применение в авиации. При этом надо понимать, что, говоря о повышении спроса на авиаперевозки, следует иметь в виду не только регулярные авиарейсы. Важно учитывать географические особенности РФ и необходимость обеспечения более высокой транспортной связанности отдаленных населенных пунктов, как минимум, с

аэропортами, а в перспективе и между собой, а также возможности быстрого доступа людей к терминалам аэропортов. Увеличение интенсивности авиаперевозок будет идти параллельно с ускоряющимся развитием беспилотной авиации как средства доставки грузов населению и услуг для бизнеса, а также с увеличением объемов авиаработ, выполняемых с помощью беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). В этой новой реальности практически неизбежным стало рождение большого количества разработок, связанных с применением электричества на борту ЛА в качестве основного вида энергии для силовой установки летательного аппарата.

На сегодняшний день для развития электродвижения разработано достаточно большое количество различных компонентов, например уже доступны на коммерческой основе авиационные ЭД, но только на относительно низких уровнях мощности – до 1 МВт [10]. Для расширения сферы применения электричества на борту ЛА в мире идет разработка широкой номенклатуры ЭД и генераторов постоянного и переменного тока, что позволит в самые ближайшие годы внедрить на авиационном транспорте принципиально новые типы ЛА, например авиатакси для реализации концепции городской аэромобильности или самолеты короткого и ультракороткого взлета и посадки с распределенными силовыми установками.

Существенным ограничением на пути создания абсолютно экологически чистого самолета с ЭД сегодня является отсутствие мощных, энергоемких и, главное, легких АКБ. Те источники энергии, которые в настоящий момент производит промышленность, имеют плотность энергии в 20 ... 25 раз ниже, чем у

углеводородного топлива, что дает возможность самолетам авиации общего назначения (АОН) совершать полеты максимальной продолжительностью порядка 40 ... 50 мин. Это не позволяет сегодня говорить о полноценном коммерческом применении таких технических решений.

Силовые агрегаты в совокупности с АКБ примерно в 10 раз тяжелее, чем сопоставимые по мощности турбовинтовые двигатели (ТВД), работающие на традиционном авиационном топливе – керосине. Кроме того, АКБ не заряжаются достаточно быстро. В то время как современные авиалайнеры можно полностью заправить после многочасового полета за несколько минут, у лучших из доступных серийных АКБ время перезарядки около 45 минут. Лучшие серийные АКБ имеют плотность энергии 205 Вт·ч/кг (с учетом массы контейнера, систем управления и терморегуляции) и срок службы порядка 2500 рабочих циклов. При этом теоретический предел энергоемкости АКБ составляет около 800 Вт·ч/кг. Но это все равно гораздо меньше запаса энергии, заключенного в бензине или керосине. Еще одним недостатком «чистого электролета» является тот факт, что во время полета, хотя заряд из батареи и расходуется, масса самолета не убывает, так как масса батареи не меняется.

Естественным выходом из сложившейся ситуации сегодня является применение в авиации ГСУ. Эта технология пока тоже сопряжена со множеством нерешенных технических проблем, но использование комбинации тепловой двигатель – генератор – АКБ – ЭД в любом случае позволит летать гораздо дальше, чем при использовании только АКБ, и гораздо экологичнее, так как часть энергии на полет будет браться из АКБ, которая, хоть и будет играть в такой схеме силовой установки (СУ) вспомогательную роль, но все-таки внесет вклад в сокращение вредных выбросов на 1 час полета.

2. Интеграция ГСУ в ЛА различного типа и назначения

Широкий спектр проводимых в мире исследований в области формирования и оптимизации облика ГСУ [11, 12, 13, 14] охватывает практически все вопросы, касающиеся проблем выбора оптимальных параметров ГСУ и технических характеристик (ТХ) компонентов ГСУ, которые оказывают существенное влияние на интегральные параметры ГСУ. Для целей нашего исследования – изучения влияния включения ГСУ в структуру ЛА на интегральные летно-технические характеристики (ЛТХ) ЛА – нет необходимости рассматривать все возможные варианты конфигураций ГСУ, так как подбор структуры ГСУ и размещение компонентов ГСУ на борту ЛА является отдельной оптимизационной задачей. Но для рассмотрения вопроса влияния ГСУ на основные ЛТХ ЛА необходимо учитывать весь возможный перечень структурных компонентов ГСУ, которые могут быть размещены на борту ЛА.

Как сказано выше, на сегодня известно достаточно большое количество вариантов конфигураций ГСУ:

последовательные, параллельные, последовательно-параллельные и т. д. Каждый такой вариант может иметь как полный перечень компонентов ГСУ, так и некоторую часть из них, объединенных различным образом.

Гибридные самолеты сегодня рассматриваются, в первую очередь, как перспективное направление именно в АОН [15]. Это связано с тем, что существует достаточно много ограничений по удельным параметрам компонентов электрической части ГСУ. Но даже сейчас разработчики таких ЛА предполагают, что их эксплуатация будет обходиться дешевле эксплуатации существующих самолетов АОН с двигателем внутреннего сгорания (ДВС). При этом для оценки эффективности использования ГСУ на борту ЛА каждый раз необходимо проводить анализ схемы ГСУ применительно к каждому конкретному ЛА [16].

3. Анализ влияния ГСУ на взлетную массу, дальность и продолжительность полета самолетов АОН

Выбор самолетов АОН для анализа эффективности использования ГСУ объясняется тем, что, как было сказано выше, зарубежная промышленность освоила выпуск высокоэффективных электромашинных агрегатов удельной мощностью до 8 кВт/кг при мощности на валу электродвигателя или генератора до 1 МВт. Такие электромашинные агрегаты могут быть установлены на легкие самолеты и самолеты местных авиалиний пассажироместимостью примерно 50 ... 100 человек.

Более мощные электромашинные агрегаты (от 1 МВт и выше, а также криогенные агрегаты от 2 МВт и выше) в настоящее время находятся на стадии разработки или лабораторных испытаний и широкого применения в авиации пока не нашли. Также надо учесть, что на региональных и магистральных самолетах будет необходимо использовать уже турбоэлектрические ГСУ различных конфигураций, формирование облика которых является отдельной сложной научно-исследовательской задачей. В связи с этим проводить какой-либо анализ гипотетических ЛА при условии применения на них таких мощных электромашин и схем ГСУ с их использованием достаточно затруднительно, а потому текущий анализ ограничен теми случаями, когда имеются достоверные сведения о массовых и мощностных параметрах ЭД и генераторов авиационного назначения, пригодных для использования в качестве приводов воздушных винтов (ВВ).

Проведенные расчеты выполнены в целях демонстрации возможностей оптимизации параметров ЛА легкого класса посредством интеграции в структуру ЛА специально разработанной ГСУ вместо классической силовой установки (СУ) с ДВС. Примеры, представленные в табл. 1 и 2, показывают влияние установки ГСУ на ЛТХ самолетов АОН.

3.1. Примеры расчетов ЛА с ГСУ

Для расчета основных параметров самолетов использовались соотношения, изложенные в [17, 18], а также данные производителей и данные из открытых источников о ЛТХ обсуждаемых самолетов. Условная

Таблица 1

Сравнение параметров компоновок DA 20

Параметр	Единица измерения	DA 20 C1 Базовая конфигурация	Hybrid DA 20 Версия 1	Hybrid DA 20 Версия 2
Мощность ДВС	кВт	94	88	80
Взлетная масса	кг	800	880	800
Полезная нагрузка	кг	220	220	180
Удельный расход топлива	г/л.с./ час	168	168	168
Масса топлива	кг	65	60	40
Высота полета	м	4000	4000	4000
Дальность полета	км	1020	1020	750
Крейсерская скорость	м/с	71	71	71
Масса планера	кг	430	430	430
Нагрузка на крыло	кг/м ²	69	70	70
Мощность электромотора	кВт	–	22	21
Масса аккумулятора	кг	–	57	53

схема ГСУ самолетов включает в себя тепловой двигатель, генератор, ЭД, буферную АКБ и соответствующие системы управления, телеметрии и отображения информации. Принимались такие исходные допущения: удельная мощность поршневого двигателя (ПД) принималась в диапазоне 0,8 ... 1,2 кВт/кг, а удельная мощность электромашинных агрегатов – в диапазоне 3,5 ... 4 кВт/кг. Выбор конкретных моделей самолетов обусловлен большим опытом эксплуатации этих моделей и доступностью информации об их конструкции и применяемых комплектующих.

3.1.1. Гибридный самолет на основе Diamond DA 20

Силовая установка самолета DA 20 позволяет ему иметь характеристики, необходимые для выполнения учебных полетов. В исходной конфигурации используется двигатель Continental IO-240 мощностью 94 кВт при 2800 об/мин (<https://www.diamondaircraft.com/en/flight-school-solution/aircraft/da20/tech-specs/>).

Максимальная взлетная масса самолета 800 кг, масса топлива на борту 65 кг. При рассмотрении варианта самолета с ГСУ масса топлива и мощность ПД могли быть уменьшены за счет установки ГСУ. В любом варианте конфигурации самолета при интеграции ГСУ ставилась задача сохранить параметр максимальной взлетной массы 800 кг для сохранения ограничений по прочности конструкции исходного самолета.

Как видно из представленных результатов (табл. 1), были рассмотрены два варианта «гибридизации» самолета. В первом варианте была попытка сохранить дальность полета самолета при условии размещения на борту ЛА компонентов ГСУ. При этом взлетная масса самолета увеличилась примерно на 10% даже при условии небольшого снижения массы топлива на борту. Второй вариант «гибридизации» выполнен при условии сохранения исходной взлетной массы самолета. Но

при этом происходит значительное сокращение дальности полета (на 26%) при существенном уменьшении массы полезной нагрузки (на 18%) и массы топлива (на 35%). В каждом варианте на самолете заменялся ДВС менее мощным таким образом, чтобы совокупная номинальная мощность ДВС и ЭД была близкой к мощности ДВС исходной конфигурации самолета, с учетом, в то же время, увеличения взлетной массы для первой версии гибрида.

3.1.2. Гибридный самолет на основе самолета Cessna 172

Силовая установка самолета Cessna 172P Skyhawk включает в себя ДВС Lycoming IO-360-L2A мощностью 120 кВт при 2400 об/мин. (<https://cessna.txtav.com/en/piston/cessna-skyhawk>). СУ обеспечивает перевозку 272 кг полезного груза при максимальной взлетной массе 1114 кг, включая 144 кг топлива. При рассмотрении варианта самолета с ГСУ масса топлива и мощность двигателя могли быть уменьшены за счет установки ГСУ. В любом варианте конфигурации самолета при интеграции в его структуру ГСУ также ставилась задача сохранить параметр максимальной взлетной массы 1114 кг для сохранения ограничений по прочности конструкции исходного самолета.

Так же как и в предыдущем примере, рассматривались два варианта «гибридизации» самолета (табл. 2). В первом варианте была аналогичная попытка сохранить дальность полета самолета при условии размещения на борту ЛА компонентов ГСУ. При этом взлетная масса самолета увеличилась примерно на 8% также при условии небольшого уменьшения массы топлива на борту (на 9,5%). Второй вариант «гибридизации» выполнен при условии сохранения исходной взлетной массы самолета. При этом происходит ощутимое сокращение дальности полета (на 14%) при существенном уменьшении массы полезной нагрузки (на 12%)

Таблица 2

Сравнение параметров компоновок Cessna 172

Параметр	Единица измерения	Cessna 172P Базовая конфигурация	Cessna 172 Гибрид Версия 1	Cessna 172 Гибрид Версия 2
Мощность ДВС	кВт	120	92	83
Взлетная масса	кг	1114	1200	1115
Полезная нагрузка	кг	220	220	190
Удельный расход топлива	г/л.с./ час	168	168	168
Масса топлива	кг	144	140	95
Высота полета	м	4115	4115	4115
Дальность полета	км	1300	1300	1100
Крейсерская скорость	м/с	60	60	60
Масса планера	кг	619	619	619
Нагрузка на крыло	кг/м ²	68,8	73	74
Мощность электромотора	кВт	–	45	35
Масса аккумулятора	кг	–	140	120

и массы топлива (на 34%). Для сохранения лимита по массе самолета во втором варианте был значительно сокращен лимит на массу батареи (на 16%). В каждом варианте на самолете также заменялся ДВС менее мощным таким образом, чтобы совокупная номинальная мощность ДВС и ЭД была близкой к мощности ДВС самолета исходной конфигурации, с учетом, в то же время, увеличения взлетной массы для первой версии гибрида.

3.1.3. Сопоставление примеров 3.1.1 и 3.1.2

Как видно из представленных результатов, было рассмотрено по два варианта «гибридизации» самолетов DA 20 и Cessna 172. В первом варианте была попытка сохранить дальность полета самолета при условии размещения на борту ЛА компонентов ГСУ. При этом взлетная масса самолетов увеличивается даже при условии небольшого уменьшения массы топлива на борту. Второй вариант «гибридизации» выполнен при условии сохранения исходной взлетной массы самолета. Но при этом происходит достаточно существенное сокращение дальностей полета при уменьшении массы полезной нагрузки и массы топлива.

В результате анализа выяснилось, что Cessna 172 Skyhawk оказался более подходящей платформой для создания гибридной версии самолета. При анализе масс гибридных версий DA 20 и Cessna 172 предполагалось, что профили полета будут одинаковыми: взлет, набор высоты, полет на максимальную дальность, снижение и посадка.

Интеграция ГСУ для выбранных самолетов осуществлялась за счет снижения массы и мощности традиционного ДВС и запаса топлива при сохранении максимальной взлетной массы самолетов. Предполагалось, что АКБ будут иметь плотность энергии 160...170 Вт·ч/кг (с учетом массы контейнера, систем управления и терморегуляции).

Так как представленные самолеты имеют относительно небольшую взлетную массу, то интеграция компонентов ГСУ в структуру ЛА представляет достаточно сложную техническую задачу при компоновке ЛА и его балансировке. Следовательно, на самолетах такой размерности сложно добиться каких-то существенных улучшений ЛТХ за счет использования ГСУ. Единственным заметным эксплуатационным улучшением является наличие на борту двух источников энергии. Это дает возможность, с одной стороны, повысить безопасность полета за счет резервирования источников энергии, а с другой стороны, снизить величину вредных выбросов за счет измененного алгоритма использования источников энергии для выполнения типового профиля полета.

3.2. Проекты самолетов, адаптированные под ГСУ

Большой интерес к самолетам с ГСУ проявляется в разработке достаточно большого числа проектов новых гибридных летательных аппаратов – самолетов с традиционной схемой взлета и посадки (STOL), изначально проектируемых под интеграцию с ЛА силовой установки гибридного типа. Летательные аппараты с функцией вертикального взлета и посадки VTOL не рассматривались в приведенном анализе по причине существенной разницы в удельных мощностных параметрах силовых установок ЛА типов STOL и VTOL. Всего рассмотрено четыре типоразмера самолетов от 19 до 70 посадочных мест – наиболее популярные типоразмеры ЛА у компаний-эксплуатантов (табл. 3–6). Для сравнения использовались самые популярные в своих типоразмерах модели самолетов. При этом для анализа эффективности конфигураций самолетов с ГСУ принимались только известные самолеты с газотурбинными двигателями (ГТД). Это объясняется тем, что ГСУ самолетов рассматриваемых типоразмеров в качестве движителей практически всегда используют

ВВ, а это означает, что для релевантного сравнения подходят только самолеты с ТВД. Сравнение осуществляется на основе данных производителей и открытых источников.

3.2.1. Гибридный региональный пассажирский самолет Faradair ВЕНА (рис. 1)

Самолет Faradair ВЕНА (Bio-Electric-Hybrid-Aircraft) имеет необычную компоновку, предложенную разработчиками проекта.

- Дальность полета – около 1850 км.
- Крейсерская скорость – 370 км/час на высоте до 5000 м.
- Силовая установка – 2 ГТД по 1600 л.с.
- Грузоподъемность – 18 пассажиров или 5 т груза (три контейнера LD3).

Потребная длина взлетно-посадочной полосы (ВПП) – не более 300 м.

Самолет оснащен различными системами энергосбережения и рекуперации энергии, включая солнечные панели на всех поверхностях самолета. По мнению разработчиков, самолет будет обладать высокими ЛТХ за счет коробчатого крыла и сможет летать на малых скоростях. ГСУ самолета сможет использовать

биодизельное топливо, а в качестве движителя применять толкающий винт, помещенный в коробчатый обтекатель.

3.2.2. Региональный самолет Heart Aerospace ES-30 (рис. 2)

Шведская компания Heart Aerospace (<http://heartaerospace.com/es-30/>) разрабатывает гибридный самолет ES-30, который будет оснащаться четырьмя электродвигателями и будет иметь полностью «электрический» запас хода в 200 км, «гибридный» – 400 км для 30 пассажиров на борту, а также возможность летать на расстояние до 800 км в гибридном режиме с загрузкой в 25 пассажиров.

Изначально компания предлагала потенциальным потребителям 19-местную версию самолета, но в процессе работы над проектом конфигурация была переработана до 30-местной версии. Предполагается, что в ГСУ будут использоваться турбогенераторы компаний Honeywell и Rolls-Royce.

Специально разработанные компактные турбогенераторы, работающие в диапазоне мощностей от 500 до 1200 кВт, будут питать четыре тяговые ЭД и бортовые АКБ в зависимости от потребностей и режимов полета (нагрузки на двигатели).



Рис. 1. Faradair ВЕНА, <https://www.faradair.com>



Рис. 2. Heart Aerospace ES-30, <https://heartaerospace.com/>

Таблица 3

Сравнительный анализ ЛТХ 19-местных самолетов

Параметр	Faradair ВЕНА	BA JS 31/32	Cessna 408	L 410 NG	Do-228 NG	DHC-6-400
Взлетная масса, кг	–	7350	8618	6600	6575	5670
Дальность полета, км	1850	1260	1700	2095	1960	1574
Полезная нагрузка	18 пасс. или 5 т груза	19 пасс.	19 пасс. или 2720 кг	19 пасс. или 1710 кг	19 пасс. или 2340 кг	19 пасс. или 1842 кг
Крейсерская скорость, км/час	370	426	390	400	413	337
Крейсерская высота полета, м	5000	7620	7600	8200	8500	7600
Мощность СУ, л.с.	3200	2 × 1020	2 × 1100	2 × 801	2 × 776	2 × 750
Количество двигателей	2 ГТД 1 ЭД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД

Таблица 4

Сравнительный анализ ЛТХ 30-местных самолетов

Параметр	Heart Aerospace ES-30	Emb-120 Brasilia	Do-328-110	Dash 8-100	Dash 8-200	Saab 340
Взлетная масса, кг	–	11500	13990	15650	16465	13155
Дальность полета, км	200 (электро) 400 (гибрид) 800 (гибрид с 25 пасс.)	1750	1852	1889	2084	1735
Полезная нагрузка	30 (25) пасс.	30 пасс. или 2930 кг	30 пасс. или 4890 кг	32 пасс. или 4200 кг	37 пасс. или 4647 кг	37 пасс. или 3880 кг
Крейсерская скорость, км/час	–	552	620	500	535	502
Крейсерская высота полета, м	6000	9085	9455	7620	7620	7600
Мощность СУ, л.с.	–	2 × 1800	2 × 2180	2 × 2000	2 × 2150	2 × 1870
Количество двигателей	1 ... 2 ГТД 4 ЭД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД

3.2.3. Гибридный региональный пассажирский самолет Zunum Aero ZA 10 (рис. 3)

Американский стартап Zunum Aero реализует проект гибридного регионального пассажирского самолета ZA 10. В самолете ZA 10 будут устанавливаться ГТД с электрогенераторами для привода ЭД.

Согласно проекту самолет сможет выполнять полеты на скорости до 550 км/ч на дальность около 1100 км. Потребная длина ВПП – 670 м. Стоимость летного часа нового самолета должна быть около 260 USD. Для сравнения, стоимость летного часа обычного регионального самолета с ТВД аналогичной вместимости может достигать 600...700 USD.

Прототип на 12 пассажиров получит электродвигатели мощностью 1МВт, а 50-местный самолет – 4...5 МВт. ГСУ будет построена на базе двигателей Safran Ardiden 3Z мощностью 1700...2000 л.с. (500 кВт на зарядку батарей и питание электродвигателей).

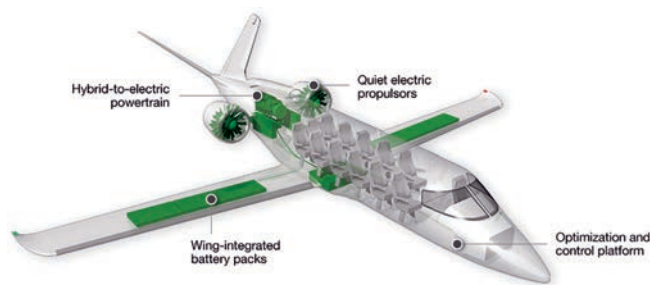


Рис. 3. Гибридный самолет Zunum Aero ZA 10, <https://zunum.aero>

3.2.4 Пассажирский самолет HERA (рис. 4)

Компания Electric Aviation Group (EAG) (Бристоль, Великобритания) в середине 2020 года анонсировала разработку 70-местного гибридного пассажирского самолета HERA (Hybrid Electric Regional Aircraft) (<https://>

Таблица 5

Сравнительный анализ ЛТХ 50-местных самолетов

Параметр	Zunum ZA 10	Dash -8 Q300	ATR - 42-300	Fokker F50	DHC 7 150	Saab 2000
Взлетная масса, кг	–	11500	13990	15650	16465	13155
Дальность полета, км	–	18643	16700	20820	21340	22999
Полезная нагрузка	50 пасс.	50 пасс. или 5165 кг	48 пасс. или 4600 кг	50 пасс. или 5670 кг	50 пасс. или 5160 кг	50 пасс. или 3880 кг
Крейсерская скорость, км/час	550	450	460	550	425	685
Крейсерская высота полета, м	–	7625	7625	7620	6400	9450
Мощность СУ, л.с.	4 ... 5 МВт	2 × 2535	2 × 2180	2 × 2500	2 × 1120	2 × 4152
Количество двигателей	2 ГТД, 2 ЭД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД

www.electricaviationgroup.com/). Разработчик утверждает, что на сегодня это самый большой гражданский самолет с ГСУ. Дополнительно к традиционным компонентам ГСУ поверхность самолета оснащена солнечными батареями для повышения топливной эффективности полета.

Так как сегодня АКБ достаточно тяжелые для дальних перелетов, первые гибридные самолеты будут предназначены для региональных маршрутов дальностью до 1500 км. Для взлета и посадки самолету с взлетной массой 25 т и крейсерской скоростью 500 км/ч достаточно будет ВВП длиной менее 1200 м.

3.2.5. Предварительные выводы

Как видно из сравнения ЛТХ (см. табл. 3, 4, 5 и 6) проектируемых самолетов с ГСУ и самолетов классической конструкции, находящихся в эксплуатации, заявляемые разработчиками самолетов с ГСУ основные параметры инновационных самолетов находятся достаточно близко к соответствующим параметрам эксплуатируемых самолетов [19]. Так, например, дальность полета самолета Faradair ВЕНА должна быть, по заявлениям разработчиков, даже больше, чем дальности полетов некоторых аналогичных по пассажироместности самолетов (см. табл. 3). При этом крейсерская скорость Faradair ВЕНА находится на среднем уровне крейсерских скоростей самолетов прошлого поколения, а крейсерская высота полета



Рис. 4. Проект гибридного пассажирского самолета HERA (источник изображения: <https://www.electricaviationgroup.com/>)

будет несколько меньше. Это связано, скорее всего, с массой АКБ, которые будут находиться на борту самолета. Если обратиться к сравнению ЛТХ 30-местных самолетов (см. табл. 4), то вновь создаваемый самолет с ГСУ Heart Aerospace ES-30 в основе своей является «электролетом», в котором гибридный режим работы СУ – второстепенный. Этим объясняется небольшая дальность полета в гибридном режиме. Как видно на изображении самолета ES-30 (см. рис. 2), в нижней части самолета находится внушительный отсек АКБ, которые и будут в основном являться источниками энергии для ЭД. А ГСУ будет предназначена для подзарядки батарей или увеличения дальности полета, но прирост дальности выглядит не столь значительным, как у других вариантов использования ГСУ. При сравнении ЛТХ 50-местных самолетов (см. табл. 5) можно отметить, что практически отсутствует разница крейсерских параметров полета самолетов классической компоновки и нового самолета ZA 10 с ГСУ. Лишь дальность полета самолета ZA 10, равная на данный момент 1100 км, несколько меньше, чем у эксплуатируемых самолетов, но разработчики уверены, что будет достигнута дальность 1600 км в процессе разработки и сертификации самолета. Анализ параметров 70-местных самолетов (см. табл. 6) показывает практически тот же результат. Дальность самолета HERA практически идентична дальности самолета ATR -72 -600 при одинаковой с самолетом Ил-114-300 крейсерской скорости. Большая максимальная взлетная масса у самолета HERA говорит о наличии комплекта АКБ, масса которых пока не может быть уменьшена по причине их относительно невысокой энергоемкости.

Таким образом, сравнивая данные, полученные в разделах 3.1.1, 3.1.2 и 3.1.3, с данными раздела 3.2, можно сделать следующий вывод: самолет, изначально проектируемый под интеграцию в его структуру ГСУ, будет иметь, как минимум, прогнозируемые ЛТХ, сравнимые с ЛТХ самолетов классической схемы [20]. Используемая в настоящий момент компонентная база ГСУ: АКБ, ЭД, генераторы и др. – еще не имеет тех параметров, которые бы обеспечили существенное

Таблица 6

Сравнительный анализ ЛТХ 70-местных самолетов

Параметр	HERA	Dash 8 Q 400	ATR -72 600	Ил-114-300
Взлетная масса, кг	25000	29257	23000	23500
Дальность полета, км	1500	2522	1550	1900
Полезная нагрузка	70 пасс.	70 пасс. или 8670 кг	72 пасс. или 7400 кг	68 пасс. или 6500 кг
Крейсерская скорость, км/час	500	667	550	500
Крейсерская высота полета, м	–	8230	5500	7600
Мощность СУ, л.с.	–	2 × 4850	2 × 2750	2 × 900
Количество двигателей	4 ЭД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД

превосходство ЛТХ самолетов с ГСУ по сравнению с ЛТХ самолетов классической компоновки. Но для создания самолетов с ГСУ существенны и другие аспекты проектирования: величина вредных выбросов (эмиссия вредных веществ и шум на местности), а также стоимость летного часа самолетов с ГСУ [21]. Так, по заявлению разработчиков самолета ZA 10, стоимость одного летного часа нового самолета должна быть существенно меньше стоимости летного часа сходного по размеру классического турбовинтового регионального самолета аналогичной вместимости. Аналогичная мотивация является важным движущим фактором для инвесторов практически всех инновационных проектов «электролетов» и самолетов с ГСУ.

Выводы

1. Электрификация летательных аппаратов – новое направление развития авиации, и это потребует формирования в будущем новой системы стандартов, норм и правил сертификации ЛА.

2. Гибридная силовая установка по своей структуре – более сложная система по сравнению с традиционными СУ, ядром которых являются традиционные ПД, ТВД, турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД) и другие варианты ГТД, а значит, для применения ГСУ на борту ЛА должно быть найдено значимое «оправдание» – новые возможности и преимущества ЛА с ГСУ.

3. Одним из факторов, ограничивающим область применения ГСУ в авиации, является существенно более низкая энергоемкость АКБ по сравнению с количеством энергии, заключенным в традиционном авиационном углеводородном топливе. Стремление повысить эффективность ЛА за счет использования ГСУ упирается в необходимость существенно более сложной интеграции ГСУ с конструкцией и системами ЛА. Вследствие этого простая модернизация ЛА, связанная с установкой компонентов ГСУ, приводит к существенному увеличению массы пустого самолета и снижению его дальности на крейсерском режиме полета.

4. Наиболее оптимальным путем использования ГСУ в авиации практически всегда будет создание «с нуля» новых ЛА (новые аэродинамические компоновки), изначально проектируемых с учетом размещения ГСУ на борту ЛА для максимизации потенциала, например распределенной ГСУ.

5. Еще одним путем повышения эффективности применения ГСУ на борту ЛА является определение абсолютных размеров ЛА различного типа. Из полученных результатов исследований можно сделать вывод, что ЛА имеет свои ограничения как по минимальным взлетной массе и габаритам, так и по максимальным взлетной массе и габаритам, чтобы использование ГСУ приводило к улучшению параметров ЛА, а не к их снижению, учитывая современный уровень развития электротехнических технологий.

6. Кроме того, дальнейшее развитие ГСУ должно сопровождаться развитием систем хранения энергии

на борту ЛА. Наиболее перспективным направлением исследований и этой области является получение электроэнергии с использованием водорода в топливных ячейках.

7. Задача оптимизации облика ЛА с ГСУ может быть решена с учетом того факта, что конфигурация ГСУ должна каждый раз создаваться заново, с учетом компоновки нового ЛА, тех задач, которые ставятся перед ним, и ЛТХ, которыми должен обладать новый ЛА.

Список источников

1. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1980. – 200 с.
2. Халютин С.П. Электрический самолет: прошлое, настоящее, будущее // Авиапанорама. 2016. № 6(120). С. 42–51.
3. Буров М.Н. Электрические и гибридные авиационные двигатели. Шаг в будущее или фантастика? // Автоматизация проектирования. 2017. № 3–4. С. 72–74.
4. Курочкин Д.С. Анализ интеграционного взаимодействия крыла и движителей, размещенных на законцовках // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 77–93. DOI: 10.34759/vst-2022-3-77-93
5. Маценов Д.В. Обзор рынка гражданских авиаперевозок 2015–2034. ОАК. URL: <https://www.uacrussia.ru/ru/press-center/mediagallery/events-gallery/obzor-rynka-grazhdanskikh-aviaperevozok-2015-2034-spiker-matsenov-dmitriy-vladimirovich-vitse-prezid/>
6. Обзор рынка 2019–2038. ОАК, 2019. С. 12–13, 28–29. URL: https://uacrussia.ru/upload/market_outlook/Market_Outlook_Rus.pdf
7. Turboprop Market forecast 2018–2037. ATR, 2018. URL: https://www.atr-aircraft.com/wp-content/uploads/2020/09/2018-MarketForecast_Digital.pdf
8. The Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Market by Point of Sale, Systems, Platform (Civil & Commercial, and Defense & Government), Function, End Use, Application, Type, Mode of Operation, Mtow, Range & Region - Global Forecast to 2027. URL: <https://www.marketsandmarkets.com/Market-Reports/unmanned-aerial-vehicles-uav-market-662.html>
9. Меры по борьбе с изменением климата. ООН. URL: <https://www.un.org/ru/climatechange/paris-agreement/>
10. Duffy K.P. Electric Motor Considerations for Non-Cryogenic Hybrid Electric and Turboelectric Propulsion // 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (27–29 July 2015; Orlando, FL). DOI: 10.2514/6.2015-3891
11. Jansen R.H., Bowman C., Jankovsky A. et al. Overview of NASA Electrified Aircraft Propulsion (EAP) Research for Large Subsonic Transports // 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (10–12 July 2017; Atlanta, GA). DOI: 10.2514/6.2017-4701
12. Fouda M., Adler E.J., Bussemaker J. et al. Automated hybrid propulsion model construction for conceptual aircraft design and optimization // 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (4–9 September 2022; Stockholm, Sweden).
13. Hermetz J., Ridel M., Doll C. Distributed electric propulsion for small business aircraft a concept-plane for key-technologies investigations. ICAS 2016. Daejeon, South Korea.
14. Wheeler P., Sirimanna T.S., Bozhko S., Haran K.S. Electric/Hybrid-Electric Aircraft Propulsion Systems // Proceedings of the IEEE. 2021. Vol. 109. No. 6, pp. 1115–1127. DOI: 10.1109/JPROC.2021.3073291

15. Сычев А.В., Бальянский К.В. Вопросы применения электрического двигателя на сверхлегком самолете // Двигатель. 2020. № 4–6 (130–132). С. 48–49.
16. Сычев А.В., Бальянский К.В., Борисов Д.А. Гибридная силовая установка с использованием электрического двигателя и двигателя внутреннего сгорания с общим приводом на воздушный винт // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 4. С. 172–185. DOI: 10.34759/vst-2022-4-172-185
17. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. – М.: Машиностроение, 1978. – 207 с.
18. Арепьев А.Н. Проектирование легких пассажирских самолетов: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 640 с.
19. Single-aisle Turboelectric Aircraft with Aft Boundary-Layer Propulsion. URL: <https://sacd.larc.nasa.gov/asab/asab-projects-2/starc-abl/>
20. Finger D.F., de Vries R., Vos C. et al. A Comparison of Hybrid-Electric Aircraft Sizing Methods // AIAA Scitech 2020 Forum (6–10 January 2020; Orlando, FL). AIAA 2020-1006. DOI: 10.2514/6.2020-1006
21. Sahoo S., Zhao X., Kyprianidis K.G. A Review of Concepts, Benefits, and Challenges for Future Electrical Propulsion-Based Aircraft // Aerospace. 2020. Vol. 7. No. 4: 44/ DOI: 10.3390/aerospace7040044

References

1. Yugov O.K., Selivanov O.D. *Soglasovanie kharakteristik samoleta i dvigatelya* (Aircraft and engine characteristics accommodation). 2nd ed. Moscow, Mashinostroenie, 1980, 200 p.
2. Khalyutin S.P. *Aviapanorama*, 2016, no. 6(120), pp. 42–51.
3. Burov M.N. *Avtomatizatsiya proektirovaniya*, 2017, no. 3–4, pp. 72–74.
4. Kurochkin D.S. Analysis of integration interaction of a wing and wingtip mounted propulsors. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 77–93. DOI: 10.34759/vst-2022-3-77-93
5. Matsenov D.V. *Obzor rynka grazhdanskikh aviaperevozok 2015–2034*. OAK. URL: <https://www.uacrussia.ru/ru/press-center/mediagallery/events-gallery/obzor-rynka-grazhdanskikh-aviaperevozok-2015-2034-spiker-matsenov-dmitriy-vladimirovich-vitse-prezid/>
6. *Obzor rynka 2019–2038*. OAK, 2019, pp. 12–13 & 28–29. URL: https://uacrussia.ru/upload/market_outlook/Market_Outlook_Rus.pdf
7. *Turboprop Market forecast 2018–2037*. ATR, 2018. URL: https://www.atr-aircraft.com/wp-content/uploads/2020/09/2018-MarketForecast_Digital.pdf
8. *The Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Market by Point of Sale, Systems, Platform (Civil & Commercial, and Defense & Government), Function, End Use, Application, Type, Mode of Operation, Mtow, Range & Region. Global Forecast to 2027*. URL: <https://www.marketsandmarkets.com/Market-Reports/unmanned-aerial-vehicles-uav-market-662.html>
9. *Mery po bor'be s izmeneniem klimata*. OON. URL: <https://www.un.org/ru/climatechange/paris-agreement/>
10. Duffy K.P. Electric Motor Considerations for Non-Cryogenic Hybrid Electric and Turboelectric Propulsion. *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (27–29 July 2015; Orlando, FL)*. DOI: 10.2514/6.2015-3891
11. Jansen R.H., Bowman C., Jankovsky A. et al. Overview of NASA Electrified Aircraft Propulsion (EAP) Research for Large Subsonic Transports. *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (10–12 July 2017; Atlanta, GA)*. DOI: 10.2514/6.2017-4701
12. Fouda M., Adler E.J., Bussemaker J. et al. Automated hybrid propulsion model construction for conceptual aircraft design and optimization. *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (4–9 September 2022; Stockholm, Sweden)*.
13. Hermetz J., Ridel M., Doll C. *Distributed electric propulsion for small business aircraft a concept-plane for key-technologies investigations. ICAS 2016*. Daejeon, South Korea.
14. Wheeler P., Sirimanna T.S., Bozhko S., Haran K.S. Electric/Hybrid-Electric Aircraft Propulsion Systems. *Proceedings of the IEEE*, 2021, vol. 109, no. 6, pp. 1115–1127. DOI: 10.1109/JPROC.2021.3073291
15. Sychev A.V., Balyasnyi K.V. *Dvigatel'*, 2020, no. 4–6(130–132), pp. 48–49.
16. Sychev A.V., Balyasnyi K.V., Borisov D.A. Hybrid power plant employing electric motor and an internal combustion engine with a common drive to the propeller. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 4, pp. 172–185. DOI: 10.34759/vst-2022-4-172-185
17. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов (Design of light aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1978, 207 p.
18. Ареп'ев А.Н. *Проектирование легких пассажирских самолетов* (Design of light passenger aircraft), Moscow, MAI, 2006, 640 p.
19. *Single-aisle Turboelectric Aircraft with Aft Boundary-Layer Propulsion*. URL: <https://sacd.larc.nasa.gov/asab/asab-projects-2/starc-abl/>
20. Finger D.F., de Vries R., Vos C. et al. A Comparison of Hybrid-Electric Aircraft Sizing Methods. *AIAA Scitech 2020 Forum (6–10 January 2020; Orlando, FL)*. AIAA 2020-1006. DOI: 10.2514/6.2020-1006
21. Sahoo S., Zhao X., Kyprianidis K.G. A Review of Concepts, Benefits, and Challenges for Future Electrical Propulsion-Based Aircraft. *Aerospace*, 2020, vol. 7, no. 4: 44/ DOI: 10.3390/aerospace7040044

Статья поступила в редакцию 02.05.2023; одобрена после рецензирования 31.05.2023; принята к публикации 05.06.2023.

The article was submitted on 02.05.2023; approved after reviewing on 31.05.2023; accepted for publication on 05.06.2023.