

Научная статья
УДК 629.735
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179119>

ВЛИЯНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ ГИБРИДНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕГКИХ ВЕРТОЛЕТОВ

Дмитрий Александрович Бондаренко^{1✉}, Юрий Александрович Равикович²

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

Москва, Россия

¹ dmbondarenko@mail.ru ✉

² yr@mai.ru

Аннотация. Большинство современных вертолетов оснащены традиционными для авиации двигателями: поршневыми (ПД) и турбовальными [1]. Эффективность функционирования и эксплуатации таких двигателей хорошо известна специалистам. Развитие вертолетной техники связывают с возможностью применения гибридной силовой установки (ГСУ) на борту вертолета [2].

Использование ГСУ, включающей в себя тепловые двигатели, электродвигатели (ЭД), аккумуляторные батареи (АКБ), топливные ячейки, генераторы и другие компоненты, требует комплексного изучения влияния ГСУ на интегральные параметры вертолета. Усложнение силовой установки (СУ) вертолета должно быть аргументировано с технической и экономической точек зрения для принятия решения об обоснованности интеграции ГСУ в структуру вертолета [3, 4, 5].

Ключевые слова: гибридная силовая установка, легкий вертолет, гибридный вертолет, аэромобильность, электрический привод несущего винта вертолета

Для цитирования: Бондаренко Д.А., Равикович Ю.А. Влияние применения гибридных силовых установок на летно-технические и эксплуатационные характеристики легких вертолетов // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 174–182. URL <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179119>

Original article

HYBRID POWER PLANTS APPLICATION IMPACT ON LIGHT HELICOPTERS OPERATIONAL AND PERFORMANCE CHARACTERISTICS

Dmitrii A. Bondarenko^{1✉}, Yurii A. Ravikovich²

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

Moscow, Russia

¹ dmbondarenko@mail.ru ✉

² yr@mai.ru

Abstract

The majority of the state-of-the-art helicopters are equipped with traditional the engines conventional for aviation, namely piston and turbo shaft ones. The helicopter engineering development in terms of increasing its economic efficiency, such as aviation operations and transportation at traditional routes, employing rotary-wing

aircraft in new areas as well as reducing the environmental impact of helicopter is associated with the possibility of a hybrid power unit (HPU) application onboard a helicopter. The aviation progress, the expansion of flights geography and the air transportation availability increasing are necessary to be combined with Russia's international obligations in the field of ecology. Particularly, this is the Paris Climate Agreement dated December 12, 2015, signed by the following the results of the 21st Conference of the Framework Convention on Climate Change in Paris.

To justify the HPU applicability and comparison, the light helicopters of classical design were considered. The aerodynamic scheme selection of a light helicopter for its subsequent hybridization conditioned by fact that it is the simplest design in terms of gearboxes replacing with new electric drives. The comparison was being drawn with three light helicopters equipped with full-electric propulsion. It is demonstrated that such helicopters are of extremely low flight duration, not exceeding 20 minutes, as well as of a low payload that they are capable of taking on board. Thus, it can be concluded that developments in the field of the HPU potentially expand the scope of helicopters application, ensure their market attractiveness, improved technical characteristics, increase overhaul life time and final economically justified cost of ownership.

The authors propose dismantling of the piston engine, main and tail gearboxes, and their replacement with the hybrid electric drive equipment set for comparative analysis with the HPU equipped light helicopter.

The transmission between the main and tail gearboxes is being replaced by the electrical wiring. Helicopter control and electrical systems should be modified.

Numerical computations results predicted that the helicopter flight range may 1.3 times increased due to the HPU optimal mode operation. The helicopter service ceiling is increasing herewith by 1000 m as well due the HPU power less dependence on the air density with the flight altitude increasing. The simulation results revealed that compared with the fully electrical helicopter the helicopter option with the HPU demonstrates better flight performance and operational capabilities, enhancing the application scope of such helicopters. It is worth mentioning as well that with two energy sources onboard (thermal engine and battery) the need for extra safety equipment is eliminated, as long as the power plant redundancy is being realized by the presence of two power sources onboard. The ability to perform a "battery" flight reduces the noise and thermal visibility of the helicopter that can potentially ensure its demand for special-purpose tasks.

Keywords: hybrid power plant, light helicopter, hybrid helicopter, air mobility, of the of the helicopter main rotor electric drive

For citation: Bondarenko D.A., Ravikovich Yu.A. Hybrid Power Plants Application Impact on Light Helicopters Operational and Performance Characteristics. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 1, pp. 174-182. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179119>

Введение

Развитие авиации, расширение географии полетов и повышение доступности авиаперевозок необходимо сочетать с международными обязательствами России в области экологии. В частности, это Парижское соглашение по климату, которое было принято 12 декабря 2015 года по итогам 21-й конференции Рамочной конвенции об изменении климата (РКООНИК) в Париже. Документ подписали 175 стран, в том числе Россия. Договор вступил в силу 4 ноября 2016 года. Парижское соглашение определяет, что конкретные меры должны быть нацелены на сокращение выбросов парниковых газов, причем разработка таких мер и их осуществление полностью возлагаются на национальные правительства [6].

Учитывая тот факт, что транспорт вносит до 14% в общий объем вредных выбросов, применение новых технологий не только полезно в плане повышения эффективности авиационной техники, но и является обязательным условием для соблюдения

РФ международных обязательств по сокращению выбросов [7].

В связи с этим перспективным направлением развития авиатехники представляется разработка гибридно-электрических СУ, предназначенных для различных видов летательных аппаратов (ЛА), и продвижение новой технологии на мировой рынок, поскольку внедрение нового типа СУ должно способствовать:

- снижению общей стоимости владения ЛА и стоимости летного часа благодаря новому подходу к архитектуре систем и их резервированию;
- существенному повышению безопасности полетов (особенно в случае аварийных режимов полета);
- повышению надежности бортовых систем;
- увеличению числа источников энергии на борту вертолета;
- устойчивости к суровым эксплуатационным условиям.

Также будут достигаться следующие цели, стоящие перед авиастроением:

- промышленные, экономические и территориальные: сохранение позиции России в качестве международного центра компетенций по авиационному;

- экологические: контроль и уменьшение выбросов углекислого газа, NO_x и твердых частиц, а также снижение уровня шума;

- социальные: повышение эффективности и безопасности обучения авиационного персонала.

Высокий уровень шумового загрязнения окружающей среды [8, 9] на сегодня является одним из наиболее серьезных негативных факторов, влияющих на окружающую среду и вызывающих озабоченность населения, проживающего вблизи аэропортов [10, 11]. Этот аспект авиационной деятельности считается в отрасли одним из первостепенных, особенно в отношении обучения пилотов во избежание их частой ротации.

Эксплуатационные расходы ЛА зависят от многочисленных факторов, среди которых:

- расход и тип потребляемой энергии/топлива (специализированный авиационный бензин, автомобильный неэтилированный бензин для традиционных поршневых двигателей, керосин для газотурбинных двигателей (ГТД) и дизельных двигателей (ДД), электричество и т. д.);

- техническое обслуживание (запасные части, оплата технического персонала);

- расходы на базирование ЛА, посадочные и стояночные сборы;

- страхование;

- расходы на заработную плату пилотов, сборы за управление воздушным движением, и т. д.

В системе управления расходами использование электричества сулит существенные преимущества владельцу ЛА. Благодаря интеллектуальному управлению электрической сетью ЛА можно оптимизировать потребление энергии, распределяя энергетические ресурсы таким образом, чтобы рационально использовать их, учитывая «реальную необходимость», и уменьшить потери энергии. Разумное распределение энергии на борту ЛА позволяет значительно снизить энергетические потребности главных и вспомогательных энергетических контуров [12].

Относительная простота ЭД по сравнению с поршневым двигателем позволяет прогнозировать дополнительную экономию материальных средств в результате снижения объемов технического обслуживания и увеличения срока службы ГСУ по сравнению с существующими СУ, используемыми в качестве основного элемента тепловой двигатель. Таким образом, это преимущество электрических систем может способствовать уменьшению затрат оператора на техническое

обслуживание, а также повышению эксплуатационной готовности ЛА [13].

Можно отметить, что в мире активно ведутся исследования в области разработки структур ГСУ, их компонентов, изучаются аспекты интеграции ГСУ на борт ЛА различных типов и назначений [14–16].

Выбор объекта исследования

В настоящее время существует несколько подходов к классификации вертолетов гражданского назначения. Основными из них считаются два: по максимальной взлетной массе и по типу двигателя. В свою очередь, к делению вертолетов по критерию массы в мире также есть несколько подходов. Например, в [1] указано, что в российской гражданской авиации вертолеты разделены в зависимости от максимальной взлетной массы на четыре класса:

- 1-й класс – 10 т и более;

- 2-й класс – от 5 до 10 т;

- 3-й класс – от 2 до 5 т;

- 4-й класс – до 2 т.

Там же делается оговорка, что на практике вертолеты чаще всего делят на сверхлегкие, легкие, средние, тяжелые. И предлагается еще один из вариантов деления:

- до 700 кг – сверхлегкие;

- 700 ... 5000 кг – легкие;

- 5000 ... 15000 кг – средние;

- свыше 15000 кг – тяжелые.

В иностранных источниках встречаются и несколько иные схемы деления вертолетов на классы по массе.

Что касается типа двигателя, которым оснащен вертолет, то выделяют два основных типа СУ: поршневые и газотурбинные агрегаты. Обычно также указывается и количество двигателей, которые установлены на вертолет.

Помимо приведенных классификаций, вертолетная техника имеет большое количество других характеристик. В частности, обязательно указывается, к какому типу относится вертолет по аэродинамической схеме

Для последующего анализа рассмотрены легкие вертолеты классической схемы: несущий винт (НВ) в совокупности с рулевым винтом (РВ). Такой выбор обоснован тем фактом, что в структуру сверхлегкого вертолета проблематично интегрировать все необходимые компоненты ГСУ, учитывая современный уровень развития электротехнических технологий и удельные параметры электрических агрегатов. А класс легких вертолетов, как показал имеющийся на сегодня международный опыт электрификации легких вертолетов, позволяет разместить на борту все необходимые компоненты электрической СУ. С другой стороны, более тяже-

лые вертолеты требуют мощных ЭД и генераторов (до нескольких МВт), которые пока либо не производятся промышленностью серийно, либо не имеют технических характеристик (ТХ), достаточных для их использования в составе ГСУ среднего или тяжелого вертолета.

В части выбора аэродинамической схемы вертолета для его последующей гибридной классической схемы легкого вертолета представляется наиболее простой с точки зрения замены главного редуктора новым электромеханическим приводом. Это упрощает и удешевляет процесс модернизации базовой модели классического вертолета по сравнению с вертолетами соосных схем или вертолетов с другими способами компенсации реактивного момента НВ вертолета.

На выбор класса вертолета для дальнейшего исследования целесообразности размещения ГСУ на его борту также существенно влияют результаты исследования рынка вертолетной техники и прогнозы параметров его изменения в текущих условиях [17–20].

Предваряя моделирование размещения ГСУ на борту легкого вертолета, для примера рассмотрим несколько вариантов электрификации вертолетов классической схемы.

«Электрический» вертолет Sikorsky Firefly

На выставке Ошкош (США) в 2010 году был представлен «полностью электрический» вертолет Firefly, созданный для исследовательских целей. Firefly – это модифицированный вертолет Sikorsky S-300. Он стал первым в мире вертолетом такого типа (рис. 1).

Летно-технические характеристики Sikorsky S-300:

- Число мест: 3 (1 пилот + 2 пассажира).
- Взлетная масса: 950 кг.
- Масса пустого вертолета: 500 кг.



Рис. 1. «Электрический» вертолет Sikorsky Firefly, <https://evtol.news/sikorsky-firefly/>

- Крейсерская скорость: 159 км/ч.
- Максимальная скорость: 176 км/ч.
- Дальность полета: 360 км.
- Длительность полета: 3,2 ч.

В «электрическом» исполнении вертолет может взять на борт только одного пилота, а заряда батареи хватает на 15 мин полета. Максимальная скорость «электрического» вертолета составляет около 150 км/ч.

Основные параметры Firefly:

- Максимальная взлетная масса: 930 кг.
 - Экипаж: 1 человек.
 - Мощность электродвигателя: 142 кВт (190 л.с.).
 - Время полета: 15 мин.
- Li-Ion батарея: $2 \times 45 \text{ А} \cdot \text{ч}$, 360 В.

«Электрический» вертолет Aquinea Volta

В 2016 году в пригороде Тулузы (Франция) был представлен «электрический» вертолет классической компоновки Volta (рис. 2). Первый полет вертолета состоялся 19 октября 2016 года. У вертолета два электромотора, которые входят в состав двух отдельных электросистем. Ресурс АКБ рассчитан более чем на 350 летных часов.

Основные параметры Aquinea Volta:

- Максимальная взлетная масса: 520 кг.
- Экипаж: 1 человек.
- Мощность ЭД: $2 \times 70 \text{ кВт}$.
- Время полета: 20 мин.
- Li-Ion батарея: $22 \text{ А} \cdot \text{ч}$.

«Электрический» вертолет Robinson R44 Tier 1

Прототип вертолета R44 совершил свой первый полет 31 марта 1990 года, а 10 декабря 1992 года базовый вариант R44 Astro получил сертификат FAA. Согласно ежегодному отчету Ассоциации производителей техники авиации общего назначения (GAMA), в 2015 году Robinson R44 (рис. 3) стал



Рис. 2. «Электрический» вертолет Aquinea Volta, <https://evtol.news/aquinea-volta/>



Рис. 3. «Электрический» вертолет Robinson R44 Tier 1, <https://www.tier1engineering.com>

самым продаваемым в мире вертолетом гражданской авиации (152 вертолета модификации Raven I и 44 вертолета Raven II).

Основные параметры Robinson R44:

- Крейсерская скорость: 210 км/ч.
- Максимальная высота: 4250 м.
- Рабочая высота: 1500 м.
- Дальность полета без дозаправки: 644 км.
- Длительность полета: 3,5 ч.
- Полезная нагрузка: 380 кг.
- Максимальная взлетная масса: 1089 кг.
- Емкость топливного бака: 120 л.
- Мощность: 205 л. с.
- Расход топлива: 50 л/ч.

На основе базовой модели R44 компания Robinson создала «электрическую» версию вертолета Tier 1. Первый полет экспериментального вертолета был выполнен 13 сентября 2016 года.

Основные параметры Tier 1:

- Максимальная взлетная масса: 1134 кг.
- Экипаж: 1 пилот.
- Радиус полета: 56 км.
- Время полета: 20 мин.
- Крейсерская скорость: 148 км/ч.
- Крейсерская высота полета: 120 м.
- Масса пустого вертолета: 567 кг.
- Максимальная полезная нагрузка: 272 кг.
- Электродвигатели: 2 шт.
- Li-Pol батарея: масса 499 кг, 700 В, 100 А · ч.

Как видно из представленных данных по трем «электрическим» вертолетам, основной проблемой на сегодня является крайне малая продолжительность полета такого вертолета, не превышающая пока 20 минут, а также низкое значение полезной нагрузки, которую он может взять на борт. Таким образом, можно сделать вывод, что разработки именно в области ГСУ на современном этапе развития электротехники могут существенно рас-

ширить область применения вертолетов в целом, обеспечить им рыночную привлекательность, улучшенные технические характеристики, увеличенный межремонтный ресурс и итоговую экономически оправданную стоимость владения.

Анализ влияния ГСУ на взлетную массу, дальность и продолжительность полета легкого вертолета

Выбор класса легких вертолетов как объекта исследования обоснован тем, что промышленность, в основном зарубежная, освоила к настоящему моменту выпуск электромашинных агрегатов удельной мощностью до 8 кВт/кг при мощности на валу электродвигателя или генератора до 1 мВт. Такие электромашинные агрегаты уже сегодня могут быть установлены на легкие вертолеты в рамках создания их гибридных версий. Для расчета основных параметров легких вертолетов использовались соотношения, представленные в [1, 21], а также данные производителей электротехнической продукции из открытых источников. Условная схема ГСУ вертолета включает в себя тепловой двигатель, ЭГ, ЭД, буферную АКБ и соответствующие системы управления, телеметрии и отображения информации. Принимались такие исходные допущения: удельная мощность ПД – 0,8 ... 1,2 кВт/кг, удельная мощность электромашинных агрегатов – 3,5 ... 4 кВт/кг, а плотность энергии базовой АКБ принималась равной 200 Вт · ч/кг (с учетом массы контейнера, систем управления АКБ и ее терморегуляции).

Для последующего анализа возможности применения ГСУ на борту легкого вертолета будут использованы следующие параметры легкого вертолета.

Технические характеристики вертолета:

- Экипаж: 1 ... 2 человек.
- Пассажировместимость: 2 ... 3 человека.
- Масса снаряженного вертолета: 1137 кг.
- Максимальная взлетная масса: 1450 кг.
- Масса топлива во внутренних баках: 126 кг.
- Силовая установка: 1 × ПД.
- Мощность двигателя: 325 л. с.

Летные характеристики:

- Максимально допустимая скорость: 200 км/ч (взлетная масса: 1350 кг).
- Крейсерская скорость: 155 км/ч (взлетная масса: 1350 кг).
- Практическая дальность: 349 км.
- Практический потолок: 4000 м (взлетная масса: 1280 кг).
- Статический потолок: 900 м.

Выбор вертолета для анализа объясняется большим опытом эксплуатации выбранной модели и доступностью информации о конструкции и применяемых на борту комплектующих.

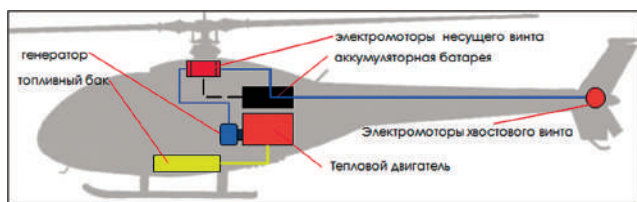


Рис. 4. Принципиальная схема ГСУ вертолета

Условная схема ГСУ вертолета приведена на рис. 4.

Поскольку энергетически полет вертолета более затратный, чем полет самолета, то и потребная удельная мощность СУ для вертолета выше, чем у самолета. С другой стороны, на борту вертолета находятся такие тяжелые компоненты, как редуктор НВ вертолета, трансмиссия и редуктор РВ, замена которых электрическими агрегатами может дать положительный эффект.

Предполагается конфигурация ГСУ, в состав которой будут входить источники энергии (ПД, ЭГ и АКБ), силовые ЭД для привода НВ и РВ, контроллеры управления двигателем и зарядом-разрядом АКБ, система управления тягой (включая систему контроля тяги), система управления ГСУ, сопряженная с системой управления вертолетом и электросистемой вертолета.

Для сравнительного весового анализа предусматривается демонтаж базового ПД, главного и хвостового редукторов вертолета и замена их комплексом оборудования гибридно-электрического привода НВ и РВ вертолета. Трансмиссия между главным и хвостовым редукторами заменяется силовым электрокабелем.

В вертолете должны быть модифицированы система управления вертолетом и электрическая система. Рабочее место пилота должно быть оснащено индикацией, связанной с показателями работы системы электрического привода винтов, уровнем заряда АКБ, температурными показателями компонентов ГСУ и другими важными показателями, предоставляющими пилоту необходимый минимум информации о работоспособности ГСУ и ее компонентов.

Рассматривались два варианта ГСУ с АКБ, различающимися удельными параметрами: базовая АКБ (200 Вт · ч/кг с учетом массы контейнера, систем управления и терморегуляции) и улучшенная АКБ (350 Вт · ч/кг с учетом массы контейнера, систем управления и терморегуляции).

В таблице приводятся результирующие данные модельного расчета, выполненного в целях демонстрации возможности оптимизации параметров вертолета легкого класса посредством интеграции в его структуру специально разработанной ГСУ вместо классической СУ с ПД.

Структура массы элемента «СУ» вертолета в базовом варианте включает в себя базовый ПД М-14, базовый ЭГ, контроллер генератора и соответствующие крепления. Уменьшение массы элемента «СУ» предполагается за счет установки более совершенного и легкого ПД меньшей мощности, чем базовый ПД, и ЭГ, который будет вырабатывать электроэнергию для ЭД НВ и РВ (последовательная ГСУ). Структура массы элемента «несущий винт» вертолета в данном расчете в базе включает в себя массу лопастей НВ, втулки НВ, автомата перекося и главного редуктора с креплениями. При замене ПД электромашинным приводом НВ главный редуктор демонтируется, а на его место должен быть установлен специальный комбинированный привод, включающий в себя три ЭД, которые и будут вращать НВ вертолета. Благодаря изменению концепции привода НВ предполагается уменьшение массы элемента «несущий винт» вертолета. Аналогично реализуется и уменьшение массы РВ вертолета: демонтируется редуктор РВ, устанавливается ЭД, демонтируется трансмиссия и прокладывается силовой кабель от ЭГ к ЭД РВ. Электродвигатели несущего винта (3 шт.) с соответствующими контроллерами и креплением учтены в отдельной строке, так же как и электродвигатели рулевого винта (1шт.). Следует отметить, что при выборе удельных параметров ЭД НВ рассматривался потенциальный случай отказа одного из трех ЭД. В этой ситуации допускается кратковременное увеличение мощности двух оставшихся ЭД с тем расчетом, чтобы можно было безопасно завершить полет. Масса АКБ рассчитывается исходя из двух предположений о ее использовании: при взлете и аварийной посадке при отказе ПД. Электросистема вертолета также должна быть существенно модернизирована. Использование ЭГ и АКБ как источников мощности предполагает прокладку новых силовых кабелей из современных проводов, перетрассировку кабельных линий по причине иной, по сравнению с базовой, компоновки агрегатов ГСУ и другие изменения конструкции гибридного вертолета. В результате реализации предполагаемых решений по модернизации СУ вертолета, включающих демонтаж редукторов и трансмиссии, несмотря на то что АКБ является достаточно тяжелым элементом ГСУ, ожидается некоторое уменьшение массы пустого вертолета.

Дополнительно к весовому анализу был выполнен предварительный модельный расчет диаграммы типового полета легкого вертолета с ГСУ (рис. 5).

Модельный расчет предполагает, что будет выбран такой оптимальный режим работы ГСУ, при

**Сравнительный анализ массовых характеристик легкого вертолета в базовой комплектации
и с гибридной силовой установкой**

Элементы компоновки		Масса, кг					
Описание	Детализация	Базовый вертолет		1-й вариант вертолета с ГСУ		2-й вариант вертолета с ГСУ	
		Детализация	Всего	Детализация	Всего	Детализация	Всего
		Максимальная взлетная масса каждого варианта 1450 кг					
Экипаж	1 пилот	80	80	80	80	80	80
Полезная нагрузка (варианты)	1 пассажир	80	240	80	240	80	240
	1 пассажир, ручная кладь, груз	190		190		190	
	3 пассажира	240		240		240	
Топливо		126	126	126	126	126	126
СУ			344,4		210		210
НВ			212,3		167,3		167,3
РВ			16,4		12,1		12,1
ЭД НВ	ЭД (3 шт.) контроллеры крепление	–			85,8		85,8
ЭД РВ	ЭД, контроллер, крепление	–			8,1		8,1
АКБ	АКБ в сборе, включая блок управления	–			52,5		38,5
Электросистема (исходная)			64,7		0		0
Электросистема (новая)					21,3		21,3
Приборы и оборудование			62,1		62,1		62,1
	Итого взлетная масса		1436... 1450		1355,2		1341,2
	Пустой вертолет		990		909,2		895,2
	Изменение массы				–80,8		–94,8

котором крейсерская скорость полета вертолета увеличивается на 5 ... 10%, а дальность полета – с 349 до 455 км, что демонстрирует возможность эффективного использования нового типа СУ на малых вертолетах, а потенциально и на ЛА с функцией VTOL. Практический потолок вертолета также может быть увеличен с 4000 до 5000 м за счет того, что мощность ГСУ, при наличии в ней АКБ, в меньшей степени зависит от параметров воздуха при увеличении высоты полета.

Выводы

Из результатов расчетов видно, что по сравнению с «полностью электрическим» вертолетом

вариант вертолета с ГСУ имеет лучшие летно-технические характеристики и эксплуатационные возможности, расширяющие сферу применения таких вертолетов. Также важно отметить, что, имея на борту два источника энергии (тепловой двигатель и АКБ), нет необходимости оснащать вертолет дополнительными средствами безопасности, такими как внешние подушки безопасности и тому подобные устройства [22]. Возможность выполнения «аккумуляторного» полета снижает шумовую и тепловую заметность такого вертолета, что потенциально может обеспечить его востребованность для выполнения задач специального назначения [23].



Рис. 5. Модельная диаграмма полета легкого вертолета с ГСУ

Список источников

1. Дудник В.В. Конструкция вертолетов. – Ростов-на-Дону: Издательский дом ИУИ АП, 2005. – 158 с.
2. Моисеев В.С. Силовые установки перспективных беспилотных вертолетов. – Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2020. – 284 с.
3. 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
4. Буров М.Н. Электрические и гибридные авиационные двигатели. Шаг в будущее или фантастика? // Автоматизация проектирования. 2017. № 3–4. С. 72–74.
5. Сычев А.В., Балясный 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
6. ООН. Парижское соглашение, <https://www.un.org/ru/climatechange/paris-agreement/>
7. Юргенсон А. Новости зарубежного авиастроения // Международный авиакосмический журнал АвиаСоюз. 2021. № 3(86). С. 76–81.
8. Commission delegated regulation (EU) 2019/945 of 12 March 2019 on unmanned aircraft systems and on third-country operators of unmanned aircraft systems (OJ L 152, p.1); amended 2020/1058 of 27 April 2020.
9. Commission implementing regulation (EU) 2019/947 of 24 May 2019 on the rules and procedures for the operation of unmanned aircraft (OJ L 152, p.45); amended 2020/639 of 12.05.2020 and 2020/746 of 4.06.2020.
10. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Экспериментальное определение роли поршневого двигателя в суммарном шуме силовой установки легкого винтового самолета // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 2. С. 50–61.
11. Мошков П.А. Исследование вихревого шума вращающихся лопастей // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2020. № 2(89). С. 85–98. DOI: 10.18698/1812-3368-2020-2-85-98
12. Sahoo S., Zhao X., Kyprianidis K. A Review of Concepts, Benefits, and Challenges for Future Electrical Propulsion-Based Aircraft // Aerospace. 2020. Vol. 7. No. 4: 44/ DOI: 10.3390/aerospace7040044
13. Duffy K.P. Electric Motor Considerations for Non-Cryogenic Hybrid Electric and Turboelectric Propulsion // AIAA Propulsion and Energy Conference (2015; Orlando, FL). GRC-E-DAA-TN24480.
14. 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 – ICAS'2022 (04-09 September 2022; Stockholm, Sweden), pp. 1249–1269.
15. 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
16. Insausti X., Hogstad B.O., Pätzold M. Modelling and Simulation of Ego-Noise of Unmanned Aerial Vehicles // 91st Vehicular Technology Conference VTC2020-Spring (25-28 May 2020; Antwerp, Belgium, Belgium). DOI: 10.1109/VTC2020-Spring48590.2020.9128572
17. Вертолеты России: Мировой рынок гражданской вертолетной техники. 2019, <https://helirusia.ru/wp-content/uploads/2019/05/mirovoj-rynok-grazhdanskoj-vertoletnoj-tekhniki.pdf>

18. Рынок вертолетов – анализ и тенденции. 2019, <https://russiandrone.ru/publications/rynok-vertoletov-analiz-i-tendentsii/?ysclid=ljmx13wmz8450684615>
19. Бутов А.М. Рынок вертолетов гражданского назначения – 2019. URL: https://dcenter.hse.ru/godovye_obzory_po_otraslyam_i_rynkam
20. Анализ рынка гражданских вертолетов по итогам 1 полугодия 2022 года. Мировой рынок вертолетов гражданского и коммерческого назначения, <https://afk.rukon.ru/analitika/post-1573/?ysclid=ljmx0qmkoh541050024>
21. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты.

References

1. Dudnik V.V. *Konstruktsiya vertoletov* (Helicopter design), Rostov-on-Don, Izdatel'skii dom IUI AP, 2005, 158 p.
2. Moiseev V.S. *Silovye ustanovki perspektivnykh bespilotnykh vertoletov* (Power plants of promising unmanned helicopters), Kazan, Redaktsionno-izdatel'skii tsentr "Shkola", 2020, 284 p.
3. 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
4. Burov M.N. *Avtomatizatsiya proektirovaniya*, 2017, no. 3-4, pp. 72-74.
5. 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
6. UN. Paris Agreement, <https://www.un.org/ru/climatechange/paris-agreement/>
7. Yurgenson A. *Mezhdunarodnyi avia-kosmicheskii zhurnal AviaSoyuz*, 2021, no. 3(86), pp. 76-81.
8. *Commission delegated regulation (EU) 2019/945 of 12 March 2019 on unmanned aircraft systems and on third-country operators of unmanned aircraft systems* (OJ L 152, p.1); amended 2020/1058 of 27 April 2020.
9. *Commission implementing regulation (EU) 2019/947 of 24 May 2019 on the rules and procedures for the operation of unmanned aircraft* (OJ L 152, p.45); amended 2020/639 of 12.05.2020 and 2020/746 of 4.06.2020.
10. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Experimental determination of piston engine share in the light propeller aircraft power plant total noise. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 2, pp. 50-61.
11. Moshkov P.A. *Vestnik MGTU im. N.E. Bauman*. Ser. *Estestvennye nauki*, 2020, no. 2(89), pp. 85–98. DOI: 10.18698/1812-3368-2020-2-85-98
12. Sahoo S., Zhao X., Kyprianidis K. A Review of Concepts, Benefits, and Challenges for Future Electrical Propulsion-Based Aircraft. *Aerospace*, 2020, vol. 7, no. 4: 44/ DOI: 10.3390/aerospace7040044
13. Duffy K.P. Electric Motor Considerations for Non-Выбор параметров при проектировании. – М.: Машиностроение, 1976. – 368 с.
22. Николаев Е.И., Югай П.В. Анализ целесообразности использования внешних подушек безопасности на вертолете // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 127–139. DOI: 10.34759/vst-2021-2-127-141
23. Евдокимов И.Е., Филиппов Г.С., Яковлев А.А. Проблемы снижения тепловой заметности двигателей ЛА // Научно-технический вестник Поволжья. 2012. № 6. С. 223–227.
- Cryogenic Hybrid Electric and Turboelectric Propulsion. *AIAA Propulsion and Energy Conference (2015; Orlando, FL)*. GRC-E-DAA-TN24480.
14. 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 – ICAS'2022 (04-09 September 2022; Stockholm, Sweden)*, pp. 1249-1269.
15. 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
16. Insausti X., Hogstad B.O., Pätzold M. Modelling and Simulation of Ego-Noise of Unmanned Aerial Vehicles. *91st Vehicular Technology Conference VTC2020-Spring (25-28 May 2020; Antwerp, Belgium, Belgium)*. DOI: 10.1109/VTC2020-Spring48590.2020.9128572
17. *Russian Helicopters: The world market of civil helicopter equipment*. 2019, <https://helirussia.ru/wp-content/uploads/2019/05/mirovoj-rynok-grazhdanskoj-vertoletnoj-tekhniki.pdf>
18. *Helicopter market - analysis and trends. 2019*, <https://russiandrone.ru/publications/rynok-vertoletov-analiz-i-tendentsii/?ysclid=ljmx13wmz8450684615>
19. Butov A.M. *Market of civil helicopters-2019*. URL: https://dcenter.hse.ru/godovye_obzory_po_otraslyam_i_rynkam
20. Analysis of the civil helicopter market based on the results of the 1st half of 2022. *World market of civil and commercial helicopters*, <https://afk.rukon.ru/analitika/post-1573/?ysclid=ljmx0qmkoh541050024>
21. Tishchenko M.N., Nekrasov A.V., Radin A.S. *Vertolety. Vybor parametrov pri proektirovanii* (Helicopters. The choice of parameters in the design), Moscow, Mashinostroenie, 1976, 368 p.
22. Nikolaev E.I., Yugai P.V. Analysis of the external airbags application expediency on a helicopter. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no 2, pp. 127-139. DOI: 10.34759/vst-2021-2-127-141
23. Evdokimov I.E., Filippov G.S., Yakovlev A.A. *Nauchno-tehnicheskii vestnik Povolzh'ya*, 2012, no. 6, pp. 223–227.

Статья поступила в редакцию 04.07.2023; одобрена после рецензирования 02.08.2023; принята к публикации 12.02.2024.
The article was submitted on 04.07.2023; approved after reviewing on 02.08.2023; accepted for publication on 12.02.2024.