



ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ВЕРТОЛЁТ

ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова:
Оскар Соломонович Гуревич, зам. ген. директора, нач. отделения, д.т.н.
Анатолий Иванович Гулиенко, нач. сектора, к.т.н.
Виктор Савельевич Захарченко, ведущий научный сотрудник, к.т.н.
Игорь Константинович Коваленко, нач. сектора
Леонид Георгиевич Близюков, нач. отдела, к.т.н.
Олег Дмитриевич Селиванов, ведущий научный сотрудник, к.т.н.

В качестве одного из наиболее перспективных направлений в развитии авиационной техники в настоящее время работниками рассматривается электрификация летательных аппаратов различных типов и назначения: самолётов (от магистральных до малоразмерных беспилотных) и вертолётов (от тяжелых до малоразмерных пилотируемых и беспилотных). Применение электрической энергии преследует ряд целей, связанных с улучшением технических показателей эффективности летательного аппарата, повышением их экологичности, снижением эксплуатационных расходов.

Построение "электрического" летательного аппарата требует комплексного пересмотра принципов построения множества устройств и систем самолёта:

- Системы электроснабжения самолета (по мощности, электрическим параметрам (напряжение, ток), источникам и способам преобразования электроэнергии и др.).
- Системы кондиционирования, противообледенительной системы.
- Системы управления полётом (по приводам регулирующих органов, управления шасси, насосов гидросистемы и др.).
- Силовой установки (по способам создания тяги, системам управления, смазки и др.).

Технологическое обеспечение этих работ связано с созданием обладающих малой удельной массой регулируемых электрических приводов и генераторов, источников электрической энергии (аккумуляторов, топливных элементов с системами подготовки/хранения топлива для них), преобразователей электрической энергии, построенных с использованием высокотемпературной силовой электронной элементной базы (рабочая температура > 150 °С) и ряда других.

Особое место в решении проблемы создания "электрических" летательных аппаратов занимает силовая установка. Применение электрических технологий может привести в перспективе к изменению принципов ее построения и создания тяги. В этой области сегодня изучаются и прорабатываются различные варианты построения силовой установки:

1. "Электрический" ГТД, в котором нет отбора воздуха на самолетные нужды, применяется магнитный подвес роторов, в качестве исполнительных органов во всех системах используются регулируемые по частоте вращения электрические приводы. На роторе двигателя устанавливаются встроенные в его конструкцию электрический starter-генератор и дополнительный генератор. В этом случае отпадает необходимость в применении коробки приводов агрегатов. ВСУ становится "электрической": она используется только для выработки электрической энергии.
2. Газотурбинный или поршневого двигателя не создает тяги и используется только для выработки электрической энергии, которая применяется для питания электрических приводов вентиляторов или винтов для создания тяги.
3. Силовая установка вообще не содержит двигателя, работающего на топливе. В качестве источника электроэнергии используются аккумуляторы и (или) топливные элементы, а для создания тяги - электрический привод вентиляторов (винтов).
4. Силовая установка выполняется гибридной, где тепловые двигатели (ГТД, поршневого) работают совместно с электроприводными устройствами создания тяги.

Возможны и другие решения, применение которых определяется технологическими возможностями промышленности.

Первое из рассмотренных направлений в настоящее время наиболее обеспечено технологически и может быть реализовано в ближайшие годы. Это подтверждают работы, развернутые фирмами Safran, Rolls-Royce, PW, GE и др.

Комплекс работ в этом направлении выполнен в ЦИАМе, где совместно с ОАО "Электропривод", ОАО "ОМКБ", ОАО "Якорь" разработаны демонстрационные электроприводные системы авто-



матического управления и смазки ГТД, starter-генератор, создан двигательный стенд для демонстрации электрических технологий.

Среди работ по "электрическим" летательным аппаратам одной из актуальных задач является оценка возможности применения электрического привода для винтов вертолёта. Использование регулируемого по частоте вращения электрического привода в силовой установке вертолета позволит получить ряд преимуществ по сравнению с существующими силовыми установками:

- Повысить качество траекторного управления и улучшить маневренность вертолёта вследствие возможности раздельного управления частотой вращения несущего и рулевого винтов.
- Повысить надежность и увеличить ресурс силовой установки в связи с исключением ряда сложных механических устройств (редуктор, трансмиссия и др.).
- Улучшить эксплуатационную технологичность (снизить эксплуатационные расходы).
- Улучшить экологические характеристики (снизить выбросы, шум).
- Снизить заметность (для военного применения).

Реализация этих преимуществ зависит от технологических возможностей создания источников электропитания с необходимыми характеристиками, электрических приводов, устройств управления ими.

К настоящему времени известно немного работ по вертолётам с электрической силовой установкой, несмотря на большой интерес, проявляемый в мире к этой проблеме. Имеется информация о разработке такого вертолёта фирмой Sikorsky на базе вертолёта S-300C. Эта работа относится к категории демонстратора технологий. На базовом вертолёте S-300C установлен поршневого двигателя мощностью 190 л.с.

На вертолёте-демонстраторе "Firefly" этот двигатель заменен электрическим двигателем той же мощности с максимальной частотой вращения 3200 об/мин. Электрический двигатель с постоянными магнитами имеет воздушное охлаждение. Источником энергии является пакет литиево-ионных аккумуляторных батарей на 135 А·ч напряжением 360 В немецкого разработчика GAIA, который состоит из 300 ячеек с плотностью энергии 0,13 кВт/кг. Масса демонстратора сопоставима с массой вертолета S-300C (около 1000 кг). Однако ожидаемое время полёта





та составляет порядка 15 минут (для вертолета S-300С - 3,7 ч).

Ниже приведены результаты анализа практических возможностей применения электрических технологий в силовой установке вертолёта и перспектив в этой области для "электрической" и частично "электрифицированной" силовой установки применительно к вертолётам нескольких классов, для которых это представляется возможным: сверхлёгкого (взлетная масса $G_{взл}$ до 1500 кг), легкого ($G_{взл}$ до 6000 кг) и среднего ($G_{взл}$ до 25 000 кг). На данном этапе работы в качестве критерия выбран один из определяющих показателей - масса силовой установки. Дана оценка достижимой минимальной массы, определены требования к удельной массе электрических устройств, при которой создание подобной силовой установки становится реальным.

Рассмотрены следующие варианты построения электрической силовой установки:

- с электроприводом только рулевого винта,
- комбинированной схемы,
- электрической СУ (ЭСУ) с генераторным источником питания,
- полностью электрической СУ с аккумуляторами в качестве источника питания,
- полностью электрической СУ с топливными элементами в качестве источника питания.

Критерием для оценки возможности электрификации является масса вертолёта, при которой могут быть выполнены заданные тактико-технические требования (ТТ) к нему.

Анализ показывает, что масса узлов и компонентов, которые могут быть заменены электрическими устройствами (двигатель, ВСУ, трансмиссия, системы двигательной установки, топливная система и др.), составляет 27...40 % от взлетной массы вертолета рассматриваемых классов.

При оценке достижимой взлетной массы вертолётов с СУ разного типа использовалась специальная математическая модель формирования технического облика вертолёта.

Исходными данными для этой модели являются:

1. Весовая категория и назначение вертолёта.

Выбранные весовые категории - сверхлёгкий, легкий и средний вертолёты. Принято, что все три вертолёта предназначены для выполнения пассажирско-транспортных задач.

2. Основные тактико-технические требования к вертолётам (статический потолок, динамический потолок, максимальная скорость полета, дальность полета, состав экипажа, масса целевой нагрузки и оборудования).

Тип устройства	Удельная масса, кг/кВт			
	2011 г. Современные технологии	2020 г. Эволюция технологий	2030 г. Охлаждение	2050 г. Сверхпроводимость
Электроприводы 20 ... 50 кВт >300 кВт	0.5 ... 1.0 0.32	0.2	0.1 ... 0.15	0.04
Генераторы 100 ... 150 кВт $n < 10\ 000\ об/мин$	0.45	0.25...0.3	0.1	0.03
Преобразователи	0.3	0.15	0.1	0.03
Аккумуляторы	9.0	2.2	1.0 ... 1.3	
Топливные элементы	4.75	1.6	0.7	

↑
Необходимо для реализации "полностью электрической СУ"

3. Тип и характеристики двигателей (мощность, удельная масса и удельный расход топлива на максимальном режиме).

Удельные весовые характеристики электрических устройств, предназначенных для использования в электрифицированных силовых установках, показаны на рисунке внизу страницы. Современные технологии позволяют обеспечить следующие величины удельной массы электрических устройств:

- Электропривод (электродвигатель с блоком управления):

- 0,5...1,0 кг/кВт (при мощности 25...50 кВт),
- 0,47...0,6 кг/кВт (при мощности 100...150 кВт),
- 0,35...0,4 кг/кВт (при мощности 200...250 кВт),
- 0,32 кг/кВт (при мощности более 300 кВт).

- Электродвигатель:

- 0,45 кг/кВт (поршневой двигатель: сверхлёгкий вертолёт Ми-34, двигатель М-14),
- 0,23 кг/кВт (ГТД, средний вертолёт),
- 0,17 кг/кВт (ГТД, лёгкий вертолёт).

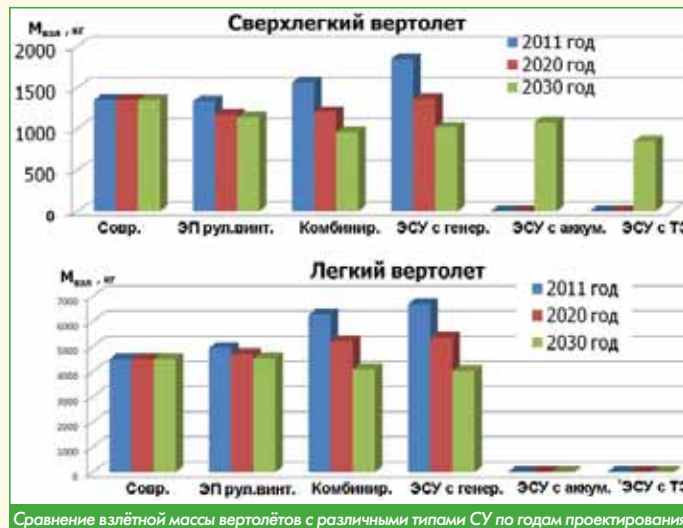
- Преобразователи постоянного тока - 0,3 кг/кВт.

- Аккумуляторы - 9 кг/(кВт·ч).

- Топливные элементы с вспомогательным оборудованием - 4,75 кг/кВт.

Систематизация данных НИАИ "Источник", НИЦ "Курчатовский институт", ОАО "Якорь", ОАО "Электропривод", зарубежных источников показывает, что к 2020 г. совершенствование технологий может позволить уменьшить удельную массу электроприводов, генераторов и преобразователей примерно в два раза, аккумуляторов в 3...5 раз, топливных элементов в 3 раза. Применение для охлаждения криогенных технологий, ожидаемое к 2030 г., позволит снизить удельную массу электроприводов, генераторов и преобразователей в три раза по сравнению с современным уровнем. К 2030 г. можно ожидать снижения удельной массы аккумуляторов - в 9 раз, топливных элементов - в 7 раз. Использование эффекта сверхпроводимости (возможное, предположительно, не ранее 2050 г.) позволит на порядок снизить удельную массу электроприводов, генераторов и преобразователей.

Сравнение взлетной массы вертолётов с различными типами СУ позволяют сделать рисунки ниже. Во всех рассмотренных вариантах электрификации СУ сверхлёгкого, легкого и среднего вертолётов при современном технологическом уровне электрических устройств взлетная масса вертолётов увеличивается в соответствии с данными приведённой таблицы. Здесь ЭД - электродвигатель.



Варианты СУ	Сверхлёгкий вертолёт (1350 кг) МИ-2, МИ-32, МИ-34, Р-44	Лёгкий вертолёт (4500 кг) АНСАТ, МИ-64, AS 315В	Средний вертолёт (11200 кг) МИ-8, МИ-171, МИ-38
Электропривод рулевого винта	- 1 %	+ 10 %	+ 4 %
Гибридная схема: несущий винт – ГТД ПД)+ЭД рулевой – ЭД	+ 16 %	+ 39 %	+ 42 %
«Электрическая» СУ с электрогенератором	+ 37 %	+ 49 %	+ 55 %
Питание ЭД от аккумуляторов	Вариант СУ невыполним		
Питание ЭД от топливных элементов	Вариант СУ невыполним		
Масса силовой установки – 30 ... 40 % от массы вертолёта			
Сравнение взлётной массы вертолётов с различными типами СУ			

Исключением является применение схемы с электроприводом только рулевого винта для сверхлёгкого вертолёта, где масса практически не изменяется. Так как в этом случае могут быть реализованы отмеченные выше преимущества электрификации, целесообразно уже в настоящее время рассмотреть возможности применения такой силовой установки.

При полной электрификации СУ даже сверхлёгкого вертолёта с использованием в качестве источника энергии аккумуляторов или топливных элементов с удельной массой периода до 2020 г. при заданных ТТП вертолёт существовать не может, а с удельными характеристиками периода 2030 года его масса уменьшится примерно на 20...40 % по сравнению с традиционной схемой и он может быть построен.

Выводы:

1. При современных технологиях и условии выполнения ТТП к вертолёту построение полностью электрической силовой установки (без газотурбинного или поршневого двигателя) нереально вследствие неприемлемого увеличения её массы.

Возможность создания такого вертолёта появится при достижении удельной массой электрических компонентов следующих величин:

- электроприводы 0,1 кг/кВт,
- генераторы 0,08 кг/кВт,
- преобразователи 0,1 кг/кВт,
- аккумуляторы - 1 кг/(кВт·ч),
- топливные элементы - 0,7 кг/кВт.

Такие показатели в перспективе могут быть достигнуты при применении технологий, основанных на высокотемпературной сверхпроводимости и криогенной технике для охлаждения, а также в результате развития технологий, обеспечивающих создание электрохимических генераторов энергии (топливных элементов и аккумуляторов) с указанными параметрами.

2. В период 2015...2020 гг. практически могут быть реализованы:

- Сверхлёгкий (взлётная масса до 1500 кг), лёгкий (до 6000 кг) и средний (до 25 000 кг) вертолёт, в которых используются:
 - силовая установка с ГТД или поршневым двигателем,
 - электропривод только рулевого винта,
 - генераторный источник питания (основной),
 - аккумулятор в качестве аварийного источника питания (для посадки при отказах).
- Сверхлёгкий вертолёт с комбинированной СУ, в которой используются:
 - совместный привод несущего винта от ГТД (или поршневого двигателя) и электродвигателя,
 - электропривод рулевого винта,
 - генераторный источник питания (основной),
 - аккумулятор в качестве аварийного источника питания (для посадки при отказах).

8-и осевая микро-электроэрозионная установка для высокоскоростной прошивки отверстий

Высокопроизводительные технологии прошивки отверстий

Комбинация процесса прошивки отверстия с технологией контроля сквозного прожига

Полностью автоматизированный процесс установки параметров обработки

Удобный программный пакет 3D - SX-CAM AERO

www.sari.com

