DOI: 10.15593/2224-9982/2021.64.06

УДК 629.7.017.1

А.А. Трофимов, С.Е. Постников

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

ВЫБОР КОМПОНОВКИ ОСНОВНЫХ СИСТЕМ ТЯЖЕЛОГО МУЛЬТИКОПТЕРА С УЧЕТОМ ТРЕБОВАНИЙ АВИАЦИОННЫХ ПРАВИЛ

Рассмотрена возможность применения летательного аппарата типа мультикоптер в качестве транспортного средства в городских условиях, поскольку данный вид транспорта является наиболее перспективным в ближайшем будущем в условиях постоянно растущего числа пробок в крупных городах. Представлена оценка данного летательного аппарата с учетом требований по надежности, указанных в нормативных документах. Проведен анализ требований авиационных правил в части надежности систем летательных аппаратов. Рассмотрены шесть вариантов компоновки мультикоптера с различным количеством движителей с учетом системы управления движителями, система электроснабжения и система управления ЛА. Остальные системы из состава бортового оборудования не рассматриваются, так как их отказы на прямую не приводят к катастрофической ситуации и крушению летательного аппарата. Приведена оценка выбранных вариантов с учетом компоновки наиболее критичного бортового оборудования мультикоптера по критерию надежности путем бюджетирования требований для одного канала создания тяги. Представлен анализ деревьев неисправностей и отказных ситуаций, которые приводят к катастрофической ситуации для каждой компоновки мультикоптера в отдельности, а также представлены предложения по количеству независимых каналов для системы электроснабжения и системы управления. На основании выставленных количественных требований к возникновению катастрофической ситуации для основного бортового оборудования и различных вариантов компоновки с учетом числа движителей и предложений по их архитектуре, системы электропитания и системы управления определены наиболее перспективные варианты архитектуры мультикоптера, обеспечивающие выполнение требований в части отказобезопасности для катастрофической ситуации.

Ключевые слова: воздушное такси, беспилотное транспортное средство, архитектура мультикоптера, надежность, компоновка мультикоптера, отказобезопасность, безопасность, движитель мультикоптера, бортовое оборудование, деревья отказов, БПЛА.

A.A. Trofimov, S.E. Postnikov

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

SELECTION OF THE LAYOUT OF THE MAIN SYSTEMS OF A HEAVY MULTICOPTER TAKING INTO ACCOUNT THE REQUIREMENTS OF AVIATION REGULATION

This article discusses the possibility of using a multicopter type aircraft as a transport vehicle in urban environments. This type of transport is the most promising in the near future, given the constantly growing number of traffic jams in large cities. The assessment of this aircraft is presented, taking into account the reliability requirements specified in the regulatory documents. The analysis of the aviation regulations requirements in terms of the aircraft systems reliability was carried out. Also the paper presents six options for the multicopter layout with a different number of propellers, taking into account the propeller control system, power supply system and control system. Other onboard systems are not considered, since their failures do not lead to an aircraft crash. An assessment of these options, taking into account the multicopter most critical on-board equipment layout according to reliability criterion by budgeting the requirements for one thrust generation channel, is given. Fault trees and failure situations that lead to a disastrous situation are also presented for each multicopter layout separately, as well as proposals for the number of independent channels for the power supply system and control system. Based on the set quantitative requirements for the occurrence of a catastrophic situation for the main on-board equipment and various layout options, taking into account the number of propellers and proposals for their architecture, power supply systems and control systems the most promising multicopter architecture options are determined. They meet the requirements for failure safety for a catastrophic situation.

Keywords: air taxi, unmanned vehicle, architecture of multicopter, reliability, compositions of multicopter, fail safety, safety, multicopters thrust producer, aircraft furnishings, failure tree, air drone.

Введение

На сегодняшний день прослеживается тенденция к переходу транспортных перевозок с наземного вида транспорта на воздушный.

В настоящее время класс ЛА, обладающих возможностью вертикального взлета и посадки, весьма актуален для нашей страны и ее отдаленных регионов с деградировавшей аэродромной сетью и безальтернативностью авиационного транспорта [1]

Мультикоптерные ЛА в будущем могут применяться не только в нишах сверхлегких беспилотных ВС (где они уже используются), но также в качестве аэротакси, грузовых платформ, подъемных кранов и т.д. [2–4].

Основной проблемой остается разработка надежных и отказобезопасных систем воздушного транспорта для безопасной доставки пассажиров или грузов.

Объектом исследования является летательный аппарат аэродинамической схемы – мультикоптер. Пассажировместимость до 5 человек и взлетная масса до 1000 кг. Мультикоптер данного класса планируется использовать в городской среде для перевозки пассажиров из точки *A* в точку *B* на высоте от 300 до 500 м. Объект является полностью электрическим ЛА, где в качестве двигателей используются электромоторы, основным источником энергии являются аккумуляторные батареи высокой емкости.

Работы по интегрированию электрических силовых установок и формированию облика сверхлегких самолетов ведутся и в Российской Федерации [5].

Нормы летной годности для данного типа летательных аппаратов еще не разработаны. Для предварительной оценки безопасности данного класса ЛА предлагается использовать требования, предъявляемые к винтокрылым аппаратам нормальной категории. Данные требования прописаны в АП-27¹.

В части отказобезопасности оборудования ЛА в соответствии с АП-27 изложено следующее:

Приложение С: «1351 (d) (2). Общие положения (d) Работа при отсутствии нормального электропитания.

(2) Дополнительные требования к винтокрылым аппаратам категории А:

(i) если нельзя показать, что потеря нормальной электрической мощности генерирующей системы практически невероятна, то необходимо обеспечить наличие аварийной системы генерирования электроэнергии, работающей независимо от основной системы генерирования и обладающей достаточной мощностью для снабжения энергией систем, обеспечивающих безопасность продолжения полета и посадки;

(ii) должно быть показано, что любые отказы, включая отказы коммутационных коробок, пультов управления и возгорания жгутов проводки, приводящие к потере электроснабжения и в основной, и в аварийной системах, являются событием практически невероятным.»

Приложение С: «901 (с). Установка (с) Для каждой основной и вспомогательной силовой установки должно быть показано, что никакой единичный отказ, или нарушение работы, или возможная комбинация отказов не будет угрожать безопасной эксплуатации винтокрылого аппарата, при этом отказы конструктивных элементов можно не рассматривать, если возникновение таких отказов является событием крайне маловероятным.»

Приложение В: «В.7. Система улучшения устойчивости (СУУ)

(a) Если используется система улучшения устойчивости (СУУ), то должна оцениваться ее надежность с точки зрения последствий отказа. Вероятность отказа, способного воспрепятствовать продолжению безопасного полета и выполнению безопасной посадки, должна относиться к событиям практически невероятным. В случае отказа СУУ, практическая невероятность которого не подтверждена:

(1) Вертолет должен сохранять безопасную управляемость и способность выполнения продолжительного полета по приборам без приложения пилотом чрезмерных усилий; при этом следует учесть и последствия возможных сопутствующих отказов, действующих на работу системы управления;

(2) Вертолет должен удовлетворять требованиям раздела В данной Части во всем диапазоне рабочих режимов полета.

(Б) СУУ должна быть спроектирована таким образом, чтобы исключалась вероят-

¹ Авиационные правила. Ч. 27. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории.

ность опасного отклонения летательного аппарата от заданной траектории полета или возникновения на вертолете опасных перегрузок во время нормальной эксплуатации или в случае неисправности или отказа при условии, что парирующие действия начаты через соответствующий период времени. Если на летательном аппарате установлена многоканальная система, то ее неисправности, вероятность которых не продемонстрирована, должны рассматриваться последовательно в каждом канале отдельно.»

Практически невероятное событие в АП-27 не имеет количественного эквивалента, однако со ссылкой на уточнение для АП-25² вероятность возникновения данного события количественно оценивается как событие не более частое, чем 10^{-9} .

Основной задачей при разработке данного типа мультикоптера является определение достаточного количества двигателей, канальности системы электроснабжения и минимально необходимого количества каналов системы управления с учетом возможности реализации бортового оборудования в условиях современного технологического и технического прогресса.

В работах [6, 7] подробно рассматриваются различные компоновки мультикоптеров гражданского назначения. В данном исследовании рассмотрены шесть вариантов компоновки мультикоптера с различным количеством двигателей и определены требования к надежности для одного канала электросистемы и системы управления. Варианты компоновки мультикоптера представлены на рис. 1. Основным отличием большинства новых концепций преобразуемых (конвертируемых) ЛА является наличие многовинтовой подъемной системы, обеспечивающей взлет и посадку, что позволяет достигнуть высокой надежности и безаварийности в случае отказа одного или нескольких двигателей [8].

Анализируя варианты компоновок и особенности их управления, предварительно можно сделать следующий вывод по каждой из них:

– При трехосевой архитектуре мультикоптера потеря возможности создания тяги на

одной оси приводит к катастрофической ситуации, поскольку теряется возможность обеспечения устойчивости и управляемости ЛА.

– При четырехосевой архитектуре мультикоптера также потеря возможности создания тяги по одной оси приводит к катастрофической ситуации.

– При шестиосевой архитектуре потеря возможности создания тяги по одной оси приводит к ухудшению управляемости, но не приводит к катастрофе. К катастрофической ситуации данной компоновки приводит потеря возможности создания тяги по двум соседним осям.

В данной статье рассмотрим движители с учетом системы управления движителями, систему электроснабжения и систему управления ЛА. Остальные системы из состава бортового оборудования не рассматриваем, так как их отказы напрямую не приводят к катастрофе ЛА.

Анализ компоновки мультикоптера

Оценка архитектуры основного бортового оборудования по параметру надежности осуществляется путем распределения бюджетов в дереве неисправности. Отказное событие верхнего уровня, которое приводит к катастрофе, строится на основании архитектуры основного бортового оборудования. Бюджеты распределяются сверху вниз по данной архитектуре. Итогом чего является выставление требуемого уровня по надежности на конечном элементе.

На рис. 2 представлено дерево неисправности отказной ситуации для трехосевой архитектуры мультикоптера с одним двигателем на оси.

На рис. 3 представлено дерево неисправности отказной ситуации для трехосевой архитектуры мультикоптера в двухдвигательном исполнении на каждой оси.

На рис. 4 представлено дерево неисправности отказной ситуации для четырехосевой архитектуры мультикоптера по одному двигателю на оси.

На рис. 5 представлено дерево неисправности отказной ситуации для четырехосевой архитектуры мультикоптера в двухдвигательном исполнении на каждой оси.

² Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории.

Рис. 1. Варианты компоновок двигателей мультикоптера: *а* – трехосевая схема; *б* – четырехосевая схема; *в* – шестиосевая схема; *г* – двухдвигательная трехосевая схема; *д* – двухдвигательная четырехосевая схема; *е* – двухдвигательная шестиосевая схема

Рис. 2. Потеря возможности создания тяги по одной оси для трехосевого однодвигательного варианта архитектуры

Рис. 3. Потеря возможности создания тяги по одной оси для трехосевого двухдвигательного варианта архитектуры

Рис. 4. Потеря возможности создания тяги по одной оси для четырехосевого однодвигательного варианта архитектуры

Рис. 5. Потеря возможности создания тяги по одной оси для четырехосевого двухдвигательного варианта архитектуры

На рис. 6 представлено дерево неисправности отказной ситуации для шестиосевой архитектуры мультикоптера по одному двигателю на оси.

На рис. 7 представлено дерево неисправности отказной ситуации для шестиосевой архитектуры мультикоптера в двухдвигательном исполнении на каждой оси.

Из представленных выше деревьев неисправностей видно, что для достижения требуемого уровня надежности разрабатываемое бортовое оборудование должно соответствовать расчетным значениям в части надежности.

Требуемые показатели надежности представлены для одного канала, обеспечивающего создание тяги. Сводные данные представлены в таблице.

В создании тяги участвуют двигатель (в составе с электроникой управления двигателем), система электропитания и система управления ЛА.

Поскольку управление двигателем и электропитание двигателя можно резервировать,

разработка высоконадежного двигателя является проблемой при современном уровне развития технологий. Средняя интенсивность отказов электродвигателей, используемых в авиационной, равна $3 \cdot 10^{-5}$ [9–12].

Таким образом, необходимо рассмотреть наиболее удовлетворяющие компоновки мультикоптера, где возможно использование двигателя, соответствующего требованиям по надежности для одного канала создания тяги, и оценить минимально необходимое количество независимых каналов системы электропитания и системы управления, чтобы обеспечить соответствие требованию для катастрофической ситуации.

Данные из таблицы демонстрируют, что применение трехосевой однодвигательной архитектуры, четырехосевой однодвигательной архитектуры и шестиосевой однодвигательной архитектуры является невозможным, поскольку разработка или использование двигателя с требуемым показателем надежности невозможны.

Рис. 6. Потеря возможности создания тяги по двум осям для шестиосевого однодвигательного варианта архитектуры

Рис. 7. Потеря возможности создания тяги по двум осям для шестиосевого двухдвигательного варианта архитектуры

Требуемые показатели надежности

№ п/п	Исполнение мультикоптера	Канал создания тяги двигателя
1	осевое (однодв. вар.)	$3,33 \cdot 10^{-10}$
2	Трехосевое (двухдв. вар.)	$1,826 \cdot 10^{-5}$
3	Четырехосевое (однодв. вар.)	$2,5 \cdot 10^{-10}$
4	Четырехосевое (двухдв. вар.)	$1,58 \cdot 10^{-5}$
5	Шестиосевое (однодв. вар.)	$8,165 \cdot 10^{-6}$
6	Шестиосевое (двухдв. вар.)	$2,86 \cdot 10^{-3}$

Наиболее доступный на данный момент вариант архитектуры мультикоптера – это шестиосевой двухдвигательный вариант, поскольку создание двигателя с требуемым показателем надежности возможно в рамках современного уровня научно-технического развития; также стоит проанализировать трехосевую и четырехосевую архитектуры мультикоптера с двухдвигательным исполнением, как наиболее перспективные с точки зрения массы варианты.

В качестве прототипа электрического двигателя, в целях повышения отказоустойчивости, предлагается использовать отказоустойчи-

вый асинхронный электропривод с программным способом повышения отказоустойчивости [13] или доработанный вариант отказоустойчивого шестифазного электрического двигателя, в котором питание трех фаз осуществляется от разных систем электропитания [14].

Распределение системы электропитания

Оценка количества независимых каналов системы электроснабжения осуществляется путем распределения каналов электроснаб-

жения по осям выбранных архитектур мультикоптера таким образом, чтобы выполнялось требование для катастрофической ситуации.

Анализ осуществляется для двух- и трехканальных систем электропитания, поскольку использование большего числа каналов нецелесообразно по массо-габаритным показателям.

Рассмотрим различные варианты распределения каналов электропитания для трехосевой схемы мультикоптера. На рис. 8 представлены варианты распределения системы электропитания для трехосевой схемы.

На основании предложенных вариантов распределения необходимо провести анализ деревьев неисправностей с целью определения наиболее оптимального варианта.

На рис. 9 представлены деревья неисправностей отказной ситуации, которая приводит к катастрофической ситуации, в зависимости от распределения каналов электропитания и особенностей трехосевой схемы.

При анализе деревьев неисправностей для трехосевой схемы, представленных на рис. 9, видно, что двухканальная архитектура не удовлетворяет требованиям, определенным в таблице; трехканальная архитектура без резервирования и с резервированием на одном двигателе соответствует требованиям.

Рассмотрим различные варианты распределения каналов электропитания для четырехосевой схемы мультикоптера. На рис. 10 представлены варианты распределения системы электропитания для четырехосевой схемы.

На рис. 11 представлены деревья неисправностей отказной ситуации, которая приводит к катастрофической ситуации, в зависимости от распределения каналов электропитания и особенностей четырехосевой схемы.

При анализе деревьев неисправностей для четырехосевой схемы, представленных на рис. 11, видно, что двухканальная архитектура не удовлетворяет требованиям, определенным в таблице, а архитектура трехканальной системы соответствует.

Рассмотрим различные варианты распределения каналов электропитания для шестиосевой схемы мультикоптера. На рис. 12 представлены варианты распределения системы электропитания для шестиосевой схемы.

На рис. 13 представлены деревья неисправностей отказной ситуации, которая приводит к катастрофической ситуации, в зависимости от распределения каналов электропитания и особенностей шестиосевой схемы.

При анализе деревьев неисправностей для шестиосевой схемы, представленных на рис. 13, видно, что двухканальная архитектура не удовлетворяет требованиям, определенным в таблице, а архитектура трехканальной системы соответствует.

Анализируя полученные данные, можно сделать вывод, что использование двухканальной системы электроснабжения нецелесообразно, поскольку не обеспечивается требуемый уровень отказобезопасности системы.

Использование трехканальной системы позволяет обеспечить соответствие требованиям к надежности канала создания тяги, представленным в таблице.

Оценка системы управления ЛА

Оценка количества независимых каналов системы управления ЛА осуществляется путем распределения каналов по различным осям выбранных архитектур мультикоптера таким образом, чтобы выполнялось требование для катастрофической ситуации.

Рис. 8. Варианты распределения системы электропитания трехосевой схемы мультикоптера

Рис. 9. Отказы двухканальной и трехканальной схем электроснабжения в зависимости от распределения каналов: *a* – отказ двухканальной архитектуры системы электроснабжения; *б* – отказ трехканальной системы электроснабжения по логике два из трех; *в* – отказ трехканальной схемы электроснабжения при дублировании на одном двигателе

Рис. 10. Варианты распределения системы электропитания четырехосевой схемы мультикоптера

Рис. 11. Отказы двухканальной (а) и трехканальной (б) схем электроснабжения шестиосевой схемы (четырёхосевая схема)

Рис. 12. Варианты распределения системы электропитания шестиосевой схемы мультикоптера

Минимальное необходимое количество каналов системы управления ЛА должно составлять три канала, для обеспечения кворума при вычислении и формировании управляющих команд на одном канале создания тяги, а также для обеспечения стойкости системы к единичному отказу. Архитектура системы управления может формироваться без привязки к количеству осей мультикоптера.

На рис. 14 представлено дерево неисправностей для полного отказа системы управления на одном канале.

При анализе дерева неисправности видно, что трехканальная архитектура системы управления удовлетворяет требованию, определенному в таблице.

Стоит также отметить, что обеспечение надежной передачи управляющих сигналов от

Рис. 13. Отказы двухканальной (а) и трехканальной (б) схем электроснабжения (шестиосевая схема)

Рис. 14. Отказ трехканальной схемы управления ЛА

системы управления к двигателю осуществляется применением помехозащищенной линии связи по одному из протоколов взаимодействия – MIL-1553, ARINC 625 или др.

Обобщение данных

Из рассмотренных вариантов архитектуры мультикоптера определено, что для обеспечения безопасной перевозки пассажиров с необ-

ходимым уровнем надежности наиболее подходят следующие компоновки:

- шестиосевая двухдвигательная схема с трехканальной системой электроснабжения и трехканальной системой управления;
- четырехосевая двухдвигательная схема с трехканальной системой электроснабжения и трехканальной системой управления;
- трехосевая двухдвигательная схема с трехканальной системой электроснабжения

(без резервирования и с резервированием на одном двигателе) и трехканальной системой управления.

Заключение

На основании выставленных требований к надежности основного бортового оборудования и различных вариантов компоновок системы электропитания и системы управления определен наиболее подходящий вариант архитектуры мультикоптера, который соот-

ветствует требованию для катастрофической ситуации.

Варианты компоновок мультикоптера в однодвигательном исполнении не укладываются в требования по отказобезопасности из-за наличия одного отказа, приводящего к катастрофе.

Для дальнейшего анализа следует рассмотреть трехосевую схему, поскольку данная схема будет иметь выигрыш по массе по сравнению с четырех- и шестиосевыми компоновками за счет меньшего числа двигателей и сопутствующего оборудования.

Библиографический список

1. Редькин А.В., Анимица В.А., Еремин М.М. Разработка рационального облика преобразуемого ЛА с гибридной силовой установкой и многвинтовой несущей системой на 9 пассажиров // Модели и методы аэродинамики: материалы Девятнадцатой междунар. шк.-семинара, г. Евпатория, 4–11 июня 2019 г. / Центр. аэрогидродинам. ин-т им. профессора Н.Е. Жуковского (Жуковский). – Евпатория, 2019. – С. 106–107.
2. Карпов А.Е., Ключков В.В. Проблемы принятия инновационных решений для освоения перспективных рынков (на примере российского гражданского вертолетостроения) // Друкеровский вестник. – 2020. – № 1. – С. 144–161.
3. Wayne J., Silva C., Solis E. Concept vehicles for VTOL air taxi operations // AHS Technical Conference on Aeromechanics Design for Transformative Vertical Flight, San Francisco, CA, January 16–19, 2018. – San Francisco, 2018. – 24 p.
4. Graduate team aircraft design competition: electric vertical takeoff and landing (E-VTOL) aircraft mistral air taxi / S. Addarkaoui Taarabt, A. Bernier, Y. Chien, H. Compere, A. Dore, M. Fransolet, R. Jumpertz, L. Macchiaiolo // AIAA Graduate Team Aircraft Design Competition. – 2018–2019. – URL: https://www.aiaa.org/docs/default-source/uploadedfiles/education-and-careers/university-students/design-competitions/3rd-place-grad-team-aircraft.pdf?sfvrsn=5d49f2cf_0 (accessed 03 February 2021).
5. Формирование обликов электрической силовой установки для сверхлегкого пилотируемого самолета / А.Н. Варюхин, В.С. Захарченко, А.В. Гелиев, М.В. Гордин, И.О. Киселев, Д.И. Журавлев, Ф.А. Загуменнов, А.В. Казаков, В.Е. Вавилов // Авиационные двигатели. – 2020. – № 3 (8). – С. 5–14.
6. Bacchini A., Cestino E. Electric VTOL configurations comparison // Aerospace. – 2019. – No. 6. – P. 26.
7. Patterson VTOL urban air mobility concept vehicles for technology development / J. Wayne, C. Silva, K.R. Antcliff, D. Michael // 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Atlanta, Georgia, June 25–29, 2018. – Atlanta, Georgia, 2018. – Paper No. AIAA 2018–3847.
8. Дунаевский А.И., Косушкин К.Г., Редькин А.В. Исследования инновационных концепций ЛА вертикального взлета и посадки, предназначенных для выполнения местных и региональных авиaperевозок // Материалы XXIX науч.-техн. конф. по аэродинамике, д. Богданиха, 1–2 марта 2018 г. – Жуковский: Изд-во ЦАГИ, 2018. – 120 с.
9. Overview of electric motor technologies used for more electric aircraft (MEA) / Cao Wenping, B.C. Mecrow, G.J. Atkinson, J.W. Bennett // IEEE Transactions on Industrial Electronics. – 2012. – Vol. 59 (9). – P. 3523–3531. – URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/5991952> (accessed 03 February 2021).
10. Jason B. Weiss. Control actuation reliability and redundancy for long duration underwater vehicle missions with high value payloads // Underwater Intervention. – 2014. – URL: https://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Space_Defense/Defense_Literature/Naval/White_Papers/Moog_UI_2014_paper.pdf (accessed 03 February 2021).
11. Maré J.-C. Aerospace actuators 2: signal-by-wire and power-by-wire. – 2017. – 282 p.
12. Concept of modular architecture for hybrid electric propulsion of aircraft / F. Gaspari, L. Trainelli, A. Rolando, I. Perkon // Modular Approach to Hybrid Electric Propulsion Architecture (MAHEPA). – 2017. – Ref. Ares (2017) 5981497. – 87 p.

13. Однокопылов Г.И., Брагин А.Д. Отказоустойчивый асинхронный электропривод // Ползуновский вестник. – 2013. – № 4–2. – С. 157–162.

14. Отказоустойчивый электрический двигатель для топливных насосов летательных аппаратов / Ф.Р. Исмагилов, В.Е. Вавилов, Р.Д. Каримов, В.В. Айгузина // Электроснабжение и электрооборудование. – 2020. – № 4. – С. 29–33.

References

1. Redkin A.V., Animitsa V.A., Yeregin M.M. Razrabotka ratsionalnogo oblika preobrazuyemogo LA s gibridnoy silovoy ustanovkoy i mnogovintovoy nesushchey sistemoy na 9 passazhirov [Development of a rational appearance of a convertible aircraft with a hybrid power plant and a multi-rotor carrier system for 9 passengers]. Materials of the Nineteenth International School-Seminar "Modeli i metody aerodinamiki", Yevpatoriya, 2019. Central Aerohydrodynamic Institute named after Professor N.E. Zhukovsky (Zhukovsky), 2019, pp. 106-107.

2. Karpov A.E., Klochkov V.V. Problemy prinyatiya innovatsionnykh resheniy dlya osvoyeniya perspektivnykh rynkov (na primere rossiyskogo grazhdanskogo vertoletostroyeniya) [Problems of making innovative decisions for the development of promising markets (on the example of the Russian civil helicopter industry)]. Drukerovskiy vestnik, 2020, no. 1, pp. 144-161.

3. Wayne J., Silva C., Solis E. Concept Vehicles for VTOL Air Taxi Operations. AHS Technical Conference on Aeromechanics Design for Transformative Vertical Flight, San Francisco, CA, January 16-19, 2018, 24 p.

4. Addarkaoui Taarabt S., Bernier A., Chien Y., Compere H., Dore A., Fransolet M., Jumpertz R., Macchiaiolo L. Graduate Team Aircraft Design Competition: Electric Vertical Takeoff and Landing (E-VTOL) Aircraft Mistral Air Taxi // AIAA graduate team aircraft design competition 2018-2019. URL: https://www.aiaa.org/docs/default-source/uploadedfiles/education-and-careers/university-students/design-competitions/3rd-place-grad-team-aircraft.pdf?sfvrsn=5d49f2cf_0 (Date of the application: 03.02.21).

5. Varyukhin A.N., Zakharchenko V.S., Geliyev A.V., Gordin M.V., Kiselev I.O., Zhuravlev D.I., Zagumennov F.A., Kazakov A.V., Vavilov V.E. Formirovaniye oblikov elektricheskoy silovoy ustanovki dlya sverkhlegkogo pilotiruyemogo samoleta [Formation of the appearance of an electric power plant for an ultralight manned aircraft]. AVIATION ENGINES, no. 3 (8), 2020, pp. 5-14.

6. Bacchini A., Cestino E. Electric VTOL Configurations Comparison. Aerospace 2019, no. 6, P. 26.

7. Wayne J., Silva C., Kevin R. Antcliff, Michael D. Patterson VTOL Urban Air Mobility Concept Vehicles for Technology Development. 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, June 25-29, 2018, Atlanta, Georgia, Paper No. AIAA 2018-3847.

8. Dunayevskiy A.I., Kosushkin K.G., Redkin A.V. Issledovaniya innovatsionnykh kontseptsiy LA vertikalnogo vzleta i posadki, prednaznachennykh dlya vypolneniya mestnykh i regionalnykh aviaperevozok [Research on innovative vertical take-off and landing aircraft concepts for local and regional air travel]. Materials of the XXIX Scientific and Technical Conference on Aerodynamics, d. Bogdaniha, 1-2 March 2018. Zhukovskii: Izd-vo TSAGI, 2018, pp. 120.

9. Cao Wenping, B.C. Mecrow, Glynn J Atkinson, John W. Bennett. Overview of Electric Motor Technologies Used for More Electric Aircraft (MEA). IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, Vol. 59 (9), P. 3523-3531. URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/5991952> (Date of the application: 03.02.21).

10. Jason B. Weiss. Control Actuation Reliability and Redundancy for Long Duration Underwater Vehicle Missions with High Value Payloads. Underwater Intervention, 2014. URL: https://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Space_Defense/Defense_Literature/Naval/White_Papers/Moog_UI_2014_paper.pdf (Date of the application: 03.02.21).

11. Maré J.-C. Aerospace Actuators 2: Signal-by-Wire and Power-by-Wire, 2017, 282 p.

12. Gaspari F., Trainelli L., Rolando A., Perkon I. Concept of modular architecture for hybrid electric propulsion of aircraft. Modular Approach to Hybrid Electric Propulsion Architecture (MAHEPA), Ref. Ares (2017) 5981497, 2017. 87 p.

13. Odnokopylov G.I., Bragin A.D. Otkazoustojchivyy asinhronnyj elektroprivod [Fault-tolerant asynchronous electric drive]. Polzunovsky vestnik, № 4-2, 2013, pp. 157-162.

14. Ismagilov F.R., Vavilov V.E., Karimov R.D., Ajguzina V.V. Otkazoustojchivyy elektricheskii dvigatel dlya toplivnykh nasosov letatelnykh apparatov [Failsafe Electric Motor for Aircraft Fuel Pumps]. Elektrosnabzheniye i elektrooborudovaniye, no. 4, 2020, pp. 29-33.

Об авторах

Трофимов Алексей Андреевич (Москва, Россия) – инженер 1-й категории, 1-й институт, кафедра 101 ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) (125993, г. Москва, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: trofimovaa@mai.ru).

Постников Сергей Евгеньевич (Москва, Россия) – ведущий инженер, 1-й институт, кафедра 101 ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) (125993, г. Москва, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: postnikovse@mai.ru).

About the authors

Aleksey A. Trofimov (Moscow, Russian Federation) – Engineer 1 category, 1 Institute, Department 101, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe highway, Moscow, 125993, Russian Federation; e-mail: trofimovaa@mai.ru).

Sergej E. Postnikov (Moscow, Russian Federation) – Leading Engineer, 1 Institute, Department 101, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe highway, Moscow, 125993, Russian Federation; e-mail: postnikovse@mai.ru).

Получено 04.02.2021