

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

- 05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;**
05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;
05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;
05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности

УДК 629.7, 629.03

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-76-96

**ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ
КОНВЕРТИРУЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
С ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ
И МНОВИНТОВОЙ НЕСУЩЕЙ СИСТЕМОЙ**

А.В. РЕДЬКИН¹, Ю.А. ЯЛОЗА^{2,3}, И.Е. КОВАЛЕВ¹,

¹ ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт
им. профессора Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Московская область, Россия

² АО «ЛИИ им. М.М. Громова», г. Жуковский, Московская обл., Россия

³ Филиал «Стрела» МАИ, г. Жуковский, Московская обл., Россия

Проекты и экспериментальные образцы инновационных летательных аппаратов вертикального взлета и посадки с гибридной силовой установкой во всем мире вызывают большой интерес и приток инвестиций. В связи с этим при разработке новых концепций важно понимать достижимый уровень их технического совершенства относительно эксплуатируемых сейчас винтокрылых и конвертируемых летательных аппаратов по показателям надежности и безопасности полета, чтобы в будущем получить возможность их применения для пассажирских перевозок. Также при разработке конструкции, выборе оптимальной компоновки необходимо знать вклад каждого элемента и агрегата в обеспечение надежности летательного аппарата в целом для соответствия требованиям. Для расчета показателей надежности был выбран метод структурных схем, разработана методика расчета. Рассмотрена общая классификация современных инновационных концепций конвертопланов, определена принципиальная схема гибридной силовой установки и её основные параметры. В статье рассмотрено влияние количества подъемных винтомоторных групп и их расположение на возможность продолжения полета на режиме висения в случае отказа одной винтомоторной группы, определен необходимый запас мощности подъемных электродвигателей для обеспечения данного условия безопасности. В соответствии с принятой принципиальной схемой определены основные функциональные группы гибридной силовой установки конвертоплана, работающие на разных режимах полета. Рассмотрены основные режимы типового профиля полета конвертируемого летательного аппарата, заданы характерные для каждого режима временные интервалы. Для каждого режима полета построена структурная схема надежности функциональных групп гибридной силовой установки, имеющих последовательное или параллельное соединение элементов в зависимости от их влияния на последствия отказа, составлено уравнение расчета вероятности безотказной работы. Для подъемных винтомоторных групп рассмотрена комбинация критических отказов более одной группы, построено уравнение для расчета вероятности катастрофического случая на режиме висения. На основании полученных уравнений выполнен результирующий расчет вероятности безотказной работы, вероятности отказа на один час полета для каждого режима полета отдельно и суммарно для всего полета. При этом для всех режимов рассмотрены вероятности катастрофического и аварийного случая, а также сложной ситуации в полете. Комплексный анализ полученных результатов расчета показателей надёжности для конвертоплана с шестью подъемными винтами и двумя турбовинтовыми двигателями позволил сделать вывод о его соответствии требованиям 25-й части авиационных правил для самолетов транспортной категории. Определен хороший потенциальный запас до 10^{-2} по вероятности катастрофического отказа на режимах взлета, посадки и переходном режиме. Выявлены критические по вероятности безотказной работы элементы и подсистемы, предложены способы повышения их надежности и летательного аппарата в целом.

Ключевые слова: гибридная силовая установка, конвертируемый летательный аппарат, винтомоторная группа, подъемные винты, бесколлекторный электрический двигатель, аккумуляторная батарея, структурная схема надежности, вероятность отказа.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время разработчики перспективных концепций летательных аппаратов (ЛА) вертикального взлета и посадки опираются на новые прорывные технологии в области производства электрических компонентов для силовых установок: электродвигателей, генераторов, контроллеров-преобразователей, аккумуляторных батарей и т.п. Наибольшие возможности открываются с применением бесколлекторных электродвигателей (ЭД), отличающихся следующими преимуществами по сравнению с двигателями внутреннего сгорания (ДВС), работающими на химическом топливе: низким удельным весом, высоким КПД (90-95%), небольшими габаритами, отсутствием вредных выбросов, низким уровнем шума, высокой приемистостью и управляемостью, низкой стоимостью, большим ресурсом и простотой технического обслуживания, а также сравнительно высокой надежностью [1, 2].

Указанные выше новые технологии применения электрических или гибридных силовых установок позволяют для формирования облика конвертируемого ЛА применить иной подход, чем сложившийся при создании конвертопланов с поворотными винтами. Например, серийно выпускаемый конвертоплан Osprey V22 зарекомендовал себя эффективным для военнотранспортных операций ЛА, но имеющим высокую аварийность [3], что не позволяет найти ему применение для гражданских перевозок. Причинами большинства аварий и катастроф V22 являлись отказ силовой установки или системы управления.

Основные отличия нового концептуального подхода к созданию конвертируемых ЛА заключаются в разделении функциональности подъемных и маршевых винтомоторных групп (ВМГ), а также в увеличении их количества. Это приводит к росту суммарной массы силовой установки и технической сложности, но позволяет оптимизировать характеристики винтов, а также обеспечить более мягкие и безопасные переходные режимы.

Кроме влияния на летно-технические характеристики, подобное конструктивнокомпоновочное решение с разделением функциональности ВМГ и увеличением их количества может оказать влияние и на эксплуатационные характеристики ВС, в частности, на надежность и отказобезопасность. Исследованию именно этого влияния посвящена данная работа.

ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ КОНЦЕПЦИЙ ВЕРТИКАЛЬНО-ВЗЛЕТАЮЩИХ ЛА С ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

Основные направления развития, предлагаемая классификация и примеры реализации современных концепций вертикально взлетающих ЛА показаны на рис. 1 [1, 2, 4].

Показанные на рис. 1 первое и второе направления в разработке концепций конвертируемых ЛА относятся к классическому варианту многофункциональных поворотных ВМГ, используемых на взлете и посадке [4]. В проекте Uber-Pipistrel «Air Taxi» используются как поворотные подъемно-маршевые ВМГ, так и останавливаемые подъемные винты, убираемые в специальные обтекатели¹. Этот проект можно также отнести и к третьему направлению конвертируемых ЛА.

В третьем направлении реализована новая концепция в разработке конвертируемых ЛА. В идеальном случае конвертируемый ЛА в конфигурации крейсерского режима не должен отличаться от самолета, оптимизированного для заданной полезной нагрузки и дальности полета, поэтому подъемные винты, не используемые в полёте, должны складываться или убираться таким образом, чтобы не создавать дополнительного аэродинамического сопротивления. На рис. 2 схематично показаны возможные решения данной задачи с разной степенью технической сложности.

¹ Пресс-релиз компании Uber Elevate [Электронный ресурс] // Uber Elevate. URL: <https://www.uber.com> (дата обращения 22.08.2020).



Рис.1. Классификация концепций ЛА вертикального взлета и посадки с электрической или гибридной силовой установкой
Fig. 1. Classification of VTOL aircraft concepts with electric or hybrid power plant



Рис. 2. Конструктивные решения для подъемных ВМГ конвертируемых ЛА
Fig. 2. Functional solutions for lifting rotor groups of convertible aircraft

В процессе формирования облика конвертируемого многовинтового ЛА возможны варианты компоновки, отличающиеся количеством и расположением подъемных винтов. Основная цель поиска оптимальных компоновочных решений в этом случае:

- получение высокого аэродинамического качества на крейсерском режиме;
- обеспечение безопасности при отказе одного подъемного двигателя на режиме взлета и посадки, а также в случае отказа других компонентов гибридной силовой установки (ГСУ);
- обеспечение заданной нагрузки на ометаемую подъемными винтами (ПВ) площадь;
- выбор рациональной компоновки с «заполнением» ПВ пространства между агрегатами планера (крылом, оперением, фюзеляжем) для уменьшения сопротивления при обдувке и минимизации длины элементов крепления ВМГ.

На рис. 3 показано несколько примеров возможных компоновочных схем с количеством подъёмных винтов от четырех до восьми.

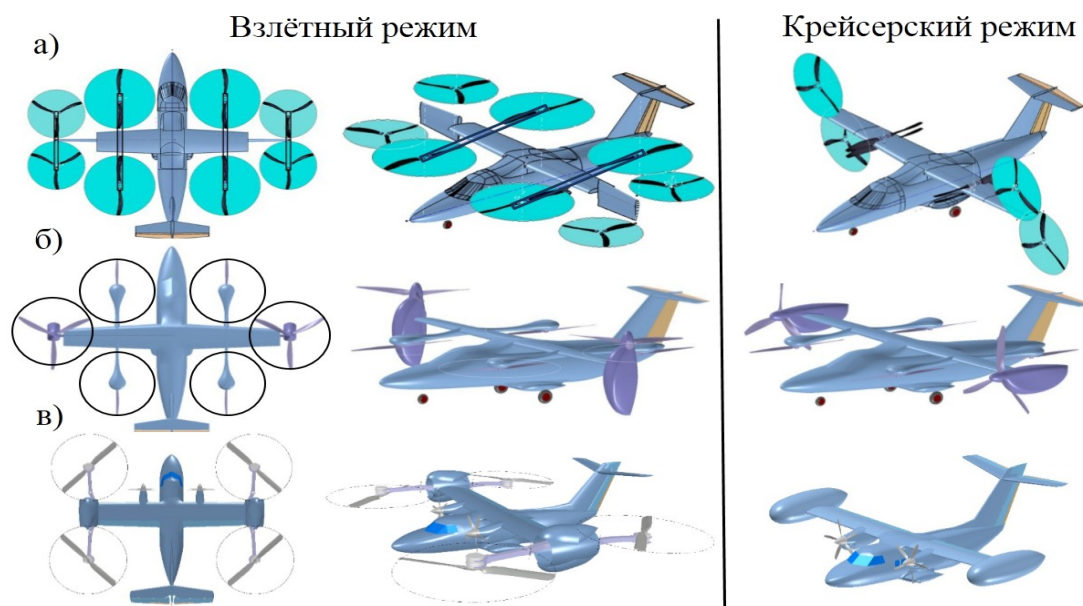


Рис. 3. Варианты компоновочных схем многовинтовых конвертируемых ЛА:

а) компоновка с одним крылом и восемью винтами, из них четыре – подъемные и фиксируемые в крейсерском режиме, а четыре – поворотные подъемно-маршевые, расположенные не соосно; б) компоновка с четырьмя останавливаемыми ПВ и двумя подъемно-маршевыми, расположенными в поворотной мотогондоле; в) компоновка с четырьмя подъемными убираемыми ПВ и двумя маршевыми

Fig. 3. Layout diagrams of multirotor convertible aircraft:

а) layout with one wing and eight rotors: four are lifting and fixed in cruise mode, and four are rotary lifting and cruising, located misaligned; б) layout with four stoppable lifting rotors and two lifting and cruising rotors, located in the rotary engine nacelle; в) layout with four lifting retractable rotors and two cruising rotors

Эти компоновки отличаются количеством винтов, а также наличием поворотных подъемно-маршевых ВМГ, имеющих двойную функциональность.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ НЕОБХОДИМОЙ МОЩНОСТИ ПРИ ОТКАЗЕ ПОДЪЕМНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ КОНВЕРТИРУЕМОГО ЛА

Основным критическим расчетным случаем для оценки потребной суммарной мощности подъемных двигателей является отказ по крайней мере одного двигателя в режиме висения, как это указано в требованиях п. 29.53 АП-29². В случае отказа одного двигателя и остановки ПВ для сохранения устойчивого положения и управляемости в режиме висения потребуются отключить симметричную относительно центра приложения подъемной силы ВМГ (рис. 4). Работающие двигатели должны иметь возможность компенсировать потерю тяги двух отказавших двигателей путем увеличения мощности (оборотов и тяги), чтобы конвертируемый ЛА мог вернуться и (или) совершить безопасную посадку (требование п. 29.53 (а)), или продолжить взлет и набор высоты (требование п. 29.53 (б))³.

² Авиационные правила. Часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. МАК, 2018. 175 с.

³ Там же

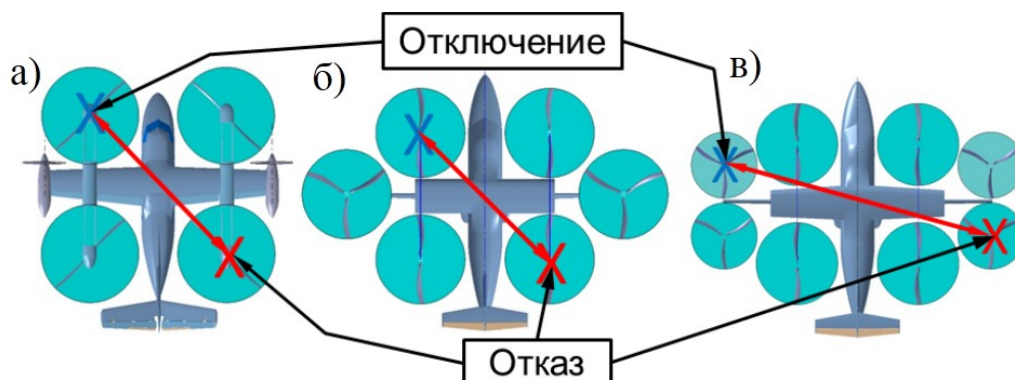


Рис. 4. Последствия отказа одного двигателя для вертикально-взлетающего многовинтового ЛА в режиме висения:
а) для четырех подъемных ВМГ; б) для шести подъемных ВМГ; в) для восьми подъемных ВМГ
Fig. 4. Failure consequences of one engine for a vertical takeoff aircraft in hover mode with:
а) four; б) six; в) eight lifting rotor groups

Для оценки необходимого запаса мощности и компенсации отказа ВМГ многовинтового ЛА используем уравнение Вельнера-Жуковского [5], которое представляет собой зависимость статической тяги ПВ $T_{\text{ПВ}}$ (в кгс) от мощности, затрачиваемой на его вращение $N_{\text{ПВ}}$ (в л.с.), диаметра винта $D_{\text{ПВ}}$ и коэффициента полезного действия винта $\eta_{\text{ПВ}}$ для нормальных условий атмосферы на высоте $h = 0$ без потерь на обтекание элементов планера:

$$T_{\text{ПВ}} = (33,25 \cdot D_{\text{ПВ}} \cdot \eta_{\text{ПВ}} N_{\text{ПВ}})^{2/3}.$$

Из данного уравнения определим потребную для висения мощность и, приведя расчетный коэффициент (равный 33,25) к международной метрической системе (1,37), получим:

$$N_{\text{ПВ}} = \frac{T_{\text{ПВ}}^{\frac{3}{2}}}{1,37 \cdot D_{\text{ПВ}} \cdot \eta_{\text{ПВ}}}. \quad (1)$$

При условии висения без ускорения взлетный вес ЛА G_0 должен равняться суммарной тяге количества $n_{\text{ПВ}}$ ПВ $\sum T_{\text{ПВ}}$. Из уравнения (1) в случае равномерного распределения мощности и одинакового диаметра ПВ получим потребную мощность на висении для одного двигателя $N_{1\text{ПВ}}$ подъемной ВМГ:

$$N_{1\text{ПВ}} = \frac{\left(\frac{G_0}{n_{\text{ПВ}}}\right)^{\frac{3}{2}}}{1,37 \cdot D_{\text{В}} \cdot \eta_{\text{ВВ}}}. \quad (2)$$

В случае отказа одной ВМГ и отключения симметричной ВМГ количество работающих ВМГ уменьшится до двух ($n_{\text{ПВ}} = 2$). Соответственно, оставшиеся подъемные ВМГ для продолжения полета в режиме висения должны повысить суммарную тягу, обороты ПВ и полезную мощность каждого ЭД $N_{1\text{ПВ}}$ до значения:

$$N_{1\text{ПВотк}} = \frac{\left(\frac{G_0}{n_{\text{ПВ-В}}}\right)^{\frac{3}{2}}}{1,37 \cdot D_{\text{В}} \cdot \eta_{\text{ВВ}}}. \quad (3)$$

Необходимый относительный запас мощности каждого подъемного ЭД получается из соотношения потребной мощности в номинальном режиме (2) и в случае отказа (3):

$$\frac{N_{1\text{пвотк}}}{N_{1\text{пв}}} = \left(\frac{n_{\text{пв}}}{n_{\text{пв-в}}} \right)^{\frac{3}{2}}. \quad (4)$$

Значения соотношения (4) для четного количества подъемных ВМГ от четырех до двенадцати показаны на рис. 5.

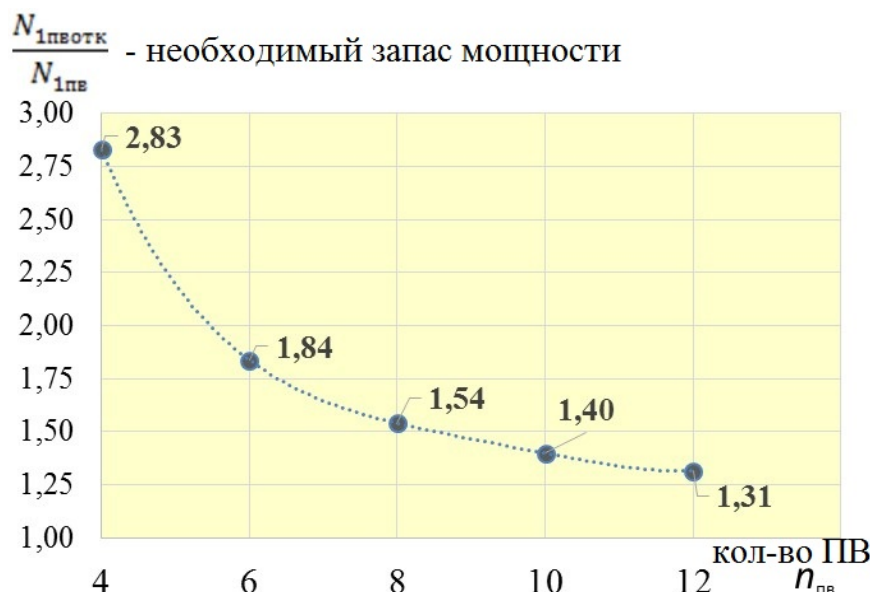


Рис. 5. Относительный необходимый запас мощности при отказе одного ПВ многовинтового (количество ПВ от четырех до двенадцати) конвертируемого ЛА

Fig. 5. Relative required power reserve in case of failure of one engine of a multirotor convertible aircraft

Как следует из рис. 5, для выполнения условия продолжения полета в режиме висения при отказе одной ВМГ (и отключения симметричной) для схемы с четырьмя ПВ (квадрокоптер) требуется почти трехкратный запас по мощности для каждого подъемного ЭД, а также по частоте вращения ПВ. Это приведёт к значительному увеличению массы силовой установки в целом, а также потребует большого диапазона изменения тяги ПВ, что тоже может существенно усложнить конструкцию.

Поэтому по критерию отказобезопасности и для снижения массы ГСУ рационально применение компоновочной схемы вертикально взлетающего ЛА с количеством ПВ $n_{\text{пв}} > 4$.

Известно, что большинство современных бесколлекторных ЭД допускают кратковременное увеличение мощности до 100% в течение двух-трех минут. За это время конвертируемый ЛА может совершить аварийную посадку или продолжить полет в самолетной конфигурации, что является дополнительным резервом для обеспечения его безопасности полета.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ОТКАЗОБЕЗОПАСНОСТИ МНОГОВИНТОВОГО КОНВЕРТИРУЕМОГО ЛА С ГСУ

Безопасность полета рассматриваемого ЛА может характеризоваться такой величиной, как вероятностью совершения полета без отказов систем или агрегатов, которые приводят к аварийной или катастрофической ситуации.

Для оценки вероятности особых ситуаций многовинтового конвертируемого ЛА с ГСУ был использован метод структурных схем [6]. Он относится к формально-математическим методам анализа схемной надежности и упрощенно рассматривает ЛА как техническую структуру, состоящую из элементов, обладающих собственными характеристиками надежности и соединенных параллельно и последовательно [6].

Структурная схема надежности формируется для каждого режима полета и конфигурации ЛА. Например, в случае с компоновкой квадрокоптера отказ одной подъемной ВМГ приводит к катастрофе. Поэтому в принципиальной схеме его подъемные ВМГ включены параллельно, а в структурной схеме все ВМГ должны рассматриваться как последовательно соединенные элементы.

Вероятность безотказной работы группы последовательно соединённых элементов $P_{\text{посл}}$ выполняется как произведение вероятностей безотказной работы входящих в эту группу (систему) элементов $P(A_i [7, 8])$:

$$P_{\text{посл}} = \prod_{i=1}^n P(A_i). \quad (5)$$

Для параллельно соединенных элементов, когда отказ одного из n элементов не приводит к отказу всей совокупности элементов, вероятность безотказной работы определяется по формуле [7, 8]:

$$P_{\text{пар}} = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P(A_i)). \quad (6)$$

В случае дублирования системы при наличии двух одинаковых элементов с вероятностью безотказной работы P_1 , вероятность безотказной работы соединения определяется по формуле:

$$P_{\text{сист2}} = 1 - (1 - P_1)^2. \quad (7)$$

Важнейшим показателем надежности ЛА и его составных частей является интенсивность отказов $\lambda(t)$, которая может определяться по статистическим (экспериментальным) данным по формуле [7]:

$$\lambda(t) = \frac{\Delta n(t)}{\Delta t \cdot n(t)}, \quad (8)$$

где $\Delta n(t)$ - число отказавших изделий на участке времени Δt ; $n(t)$ - число изделий, не отказавших к моменту времени t .

При проектировании большинства технических систем принимается гипотеза экспоненциального распределения вероятности безотказной работы, когда интенсивность отказов не изменяется в течение наработки изделия, т.е. $\lambda(t) = \text{const}$.

Для экспоненциального распределения связь между вероятностью безотказной работы $P(t)$ и частотой отказов $\lambda(t)$ определяется выражением:

$$P(t) = e^{-\int_0^t \lambda dt} = e^{-\lambda \Delta t}. \quad (9)$$

Таким образом, для оценки вероятности безотказной работы группы ПВ в соответствии со структурной схемой используем уравнения (4), (5), (6) в зависимости от вида соединения

элементов в ней (параллельное или последовательное). Вероятность безотказной работы каждого элемента в структурной схеме может быть определена по выражению (7).

В рамках поставленной задачи представим укрупненную структурную схему с основными компонентами ЛА (рис. 6): планер, силовая установка, системы и рассмотрим последовательно уровни компонентов в схеме с учетом их влияния на надежность ЛА в целом⁴ [9]. Характеристики надежности планера и систем для самолетов и вертолетов в настоящий момент достаточно изучены и имеют наработанную статистику, которая может быть использована и для оценки надежности конвертируемых ЛА.

Структурная схема конвертируемого ЛА может быть представлена в виде последовательного соединения (рис. 6), т.е. отказ планера, оборудования или ГСУ (как целого элемента) означает катастрофическую ситуацию. Основным объектом исследований, обладающим новизной, является ГСУ.



Рис. 6. Структурная схема верхнего уровня для конвертируемого ЛА

Fig. 6. Structural top-level diagram for a convertible aircraft

На рис. 7 показаны принципиальные схемы силовой установки одновинтового вертолета и перспективного конвертоплана с ГСУ, которые не являются структурными схемами надежности, но наглядно показывают основные критические элементы. В качестве основных двигателей в обоих случаях – турбовинтовые (ТВД), но могут применяться и двигатели внутреннего сгорания (ДВС), работающие на химическом топливе или природном газе.

Современные гражданские и боевые вертолеты классической одновинтовой схемы за период их технической эволюции достигли достаточно высоких показателей надежности. Единственным их недостатком является длинная цепочка нерезервируемых элементов силовой установки, отказ которых, как правило, приводит к катастрофическому случаю.

Схемы на рис. 7 иллюстрируют потенциальные возможности развития концепций конвертируемых ЛА с ГСУ за счет резервирования всех её элементов. Для такого резервирования, как уже было описано выше, необходимо обеспечить запас по тяге и мощности подъемных ВМГ, а также запас по электрической мощности при отказе источника электропитания (АКБ или генератора). Резервирование контроллеров-преобразователей (инверторов), либо части их возможных элементов также предусмотрено для большинства современных ЭД и генераторов, применяемых в авиации.

Кроме указанных на рис. 7 основных элементов ГСУ для конвертопланов с фиксируемыми, складываемыми и (или) убираемыми ПВ необходимо оценить надежность этих систем на переходных режимах полета. Аналогичная задача стоит для концепций, использующих поворотные подъёмно-маршевые ВМГ, где важна оценка отказобезопасности системы поворота.

⁴ Надежность изделий авиационной техники. Методы количественного анализа безотказности функциональных систем при проектировании самолетов и вертолетов. ОСТ 1 00132-97. ЛИИ им. М.М. Громова и НИИСУ. М.: Авиационный стандарт, 1998. 69 с.



Рис. 7. Принципиальная схема силовой установки: а) для одновинтового вертолета;
б) для многовинтового конвертируемого ЛА с ГСУ

Fig. 7. Schematic diagram of the power plant: а) a single-rotor helicopter;
б) a multi-rotor convertible aircraft with a hybrid power plant

Для этого рассмотрим стандартный профиль полета с расчетом вероятности отказа $q_1, q_2 \dots q_n$ для каждого режима (этапа полета) отдельно. Тогда суммарная вероятность отказа (ВО) за полет $\sum q_{пол}$ определится по формуле:

$$\sum q_{пол} = q_1 + q_2 + \dots + q_n. \quad (10)$$

В табл. 1 показаны характеристики основных режимов полета конвертируемого ЛА [10]. Указаны следующие параметры: горизонтальная скорость $V_{пер}$ – скорость, при достижении которой на безопасной высоте $h_{оп}$ подъемная сила крыла $Y_{кр}$ конвертируемого ЛА полностью уравнивает его вес G_0 на взлете или на посадке $G_{пос}$; $V_{кр}$, $h_{кр}$, $\sum N_{кр}$ – расчетные скорость, высота и потребная мощность маршевых двигателей на крейсерском режиме; $\sum T_{пв}$ – суммарная тяга ПВ; $\sum T_{мв}$, $\sum N_{мв}$ – тяга и потребная мощность маршевых винтов.

Рассмотрим критические отказы на режимах висения при взлете и снижении (режимы 1 или 9 в табл. 1). Для этих режимов будут критичны отказы из группы электропитания и группы подъемных ВМГ, так как отказ каждой из них – катастрофическая ситуация (КС). Соответствующее соединение (последовательное) в структурной схеме показано на рис. 8 [6], где $P_{вп}$ – вероятность безотказной работы ГСУ на режиме взлета и посадки; $P_{эс}$ – вероятность безотказной работы группы электроснабжения; $P_{пвмг}$ – вероятность безотказной работы подъемных ВМГ.

Таблица 1
Table 1

Основные режимы полета конвертируемого ЛА и параметры функционирования маршевых и подъемных ВМГ

Basic flight modes of convertible aircraft and parameters of cruising and lifting rotor groups operation

Режим полета	Вертикальный взлет, набор высоты	Переходный режим		Набор высоты, увеличение скорости	Крейсерский режим	Снижение, уменьшение скорости	Переходный режим		Вертикальная посадка на площадку
		Увеличение скорости	Остановка, уборка ПВ				Выпуск и вращение ПВ	Снижение скорости	
Номер режима	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Продолжительность, t , мин	4,0	2,0	<0,25	10,0	180,0	10,0	<0,25	2,0	2,0
Горизонт. скорость, V , $\frac{м}{с}$	0...10	$0 \rightarrow V_{пер}$ (35-50)	$\geq V_{пер}$	$V_{пер} \rightarrow V_{кр}$ (80-130)	$V_{кр}$	$V_{кр} \rightarrow V_{пер}$	$\geq V_{пер}$	$V_{пер} \rightarrow 0$	0
Высота полета, h , м	$0 \rightarrow h_{бп}$	$h_{бп}$ (10-300)	$h_{бп}$ (10-300)	$h_{бп} \rightarrow h_{кр}$	$h_{кр}$ 3000-7000	$h_{кр} \rightarrow h_{бп}$	$h_{бп}$ (10-300)	$h_{бп}$ (10-300)	$h_{бп} \rightarrow 0$ (10-300)
Подъемные ВМГ	$\sum T_{пв} \geq G_0$	$\sum T_{пв} \rightarrow 0$ $Y_{кр} \rightarrow G_0$	$\sum T_{пв} = 0$ $Y_{кр} = G_0$	-	-	-	$\sum T_{пв} = 0$ $Y_{кр} = G_{пос}$	$\sum T_{пв} \rightarrow G_{пос}$	$\sum T_{пв} = G_{пос}$
Маршевые ВМГ	$\sum T_{мв} = 0$	$\sum N_{мв} = \sum N_{max}$	$\sum N_{мв} = \sum N_{ном}$	$\sum N_{мв} = \sum N_{ном}$	$\sum N_{мв} = \sum N_{кр}$	$\sum N_{мв} < \sum N_{ном}$	$\sum N_{мв} < \sum N_{ном}$	$\sum T_{мв} \rightarrow 0$	$\sum T_{мв} = 0$

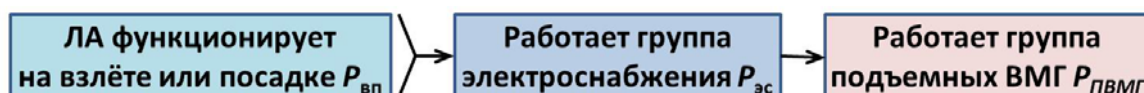


Рис. 8. Структурная схема для конвертируемого ЛА на взлете и посадке
Fig. 8. Reliability calculation scheme for convertible aircraft during takeoff and landing

На рис. 9 показана структурная схема надежности, построенная для системы электропитания в соответствии с методикой [6]. В ней несколько ДВС включают в себя систему управления и топливопитания, генератор – выпрямитель и контроллер. При количестве ДВС больше одного система является резервированной и отказ одного ДВС не ведет к катастрофической ситуации. Схема на рис. 9 предполагает наличие любого количества ДВС. Каждый ДВС передает в свою очередь механическую мощность на n генераторов, также с целью резервирования.

Принципиально в схеме ГСУ возможно наличие как одного ДВС, так и большего количества. Исходные условия по мощности следующие: на взлете два ДВС с генераторами обеспечивают ~50% электрической мощности и ~50% – две АКБ. Принципиальная схема ГСУ с двумя ДВС показана в работе [2]. Примем, что КС может наступить только в случае отказа всех ДВС либо всех АКБ, а при отказе одного элемента система всегда остается работоспособной. Для схемы с одним ДВС необходимо обеспечить возможность кратковременного режима висения и посадки только с помощью двух АКБ при отказе ДВС. В данном случае цепи АКБ и генераторов в расчетной схеме надежности будут расположены параллельно.

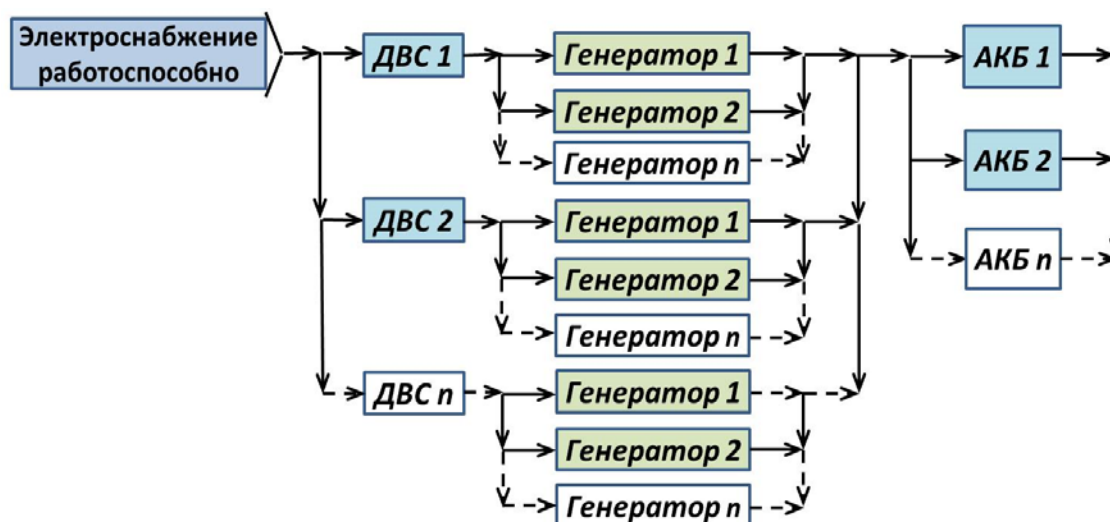


Рис. 9. Структурная схема надежности для группы электрообеспечения
Fig. 9. Reliability calculation scheme for a power supply group

Используя выражения для расчета вероятности безотказной работы системы для последовательного (8) и параллельного (9) соединений элементов в соответствии со схемой на рис. 9, составим следующие расчетные уравнения:

- для системы генератор + ДВС $P_{\text{двс+ген}}$:

$$P_{\text{двс+ген}} = 1 - (1 - (1 - e^{-\lambda_{\text{ген}} \Delta t})^{n_{\text{ген}}})^{n_{\text{двс}}}, \quad (11)$$

- для системы АКБ:

$$P_{\text{акб}} = (1 - e^{-\lambda_{\text{акб}} \Delta t})^{n_{\text{акб}}}, \quad (12)$$

где $n_{\text{ген}}$, $n_{\text{двс}}$, $n_{\text{акб}}$ – количество генераторов, ДВС и АКБ, соответственно;

$\lambda_{\text{ген}}$, $\lambda_{\text{двс}}$, $\lambda_{\text{акб}}$ – интенсивность отказов генераторов, ДВС и АКБ, соответственно.

Так как отказ всех АКБ или всех систем ДВС+генератор может привести к нехватке электроэнергии и КС на взлете, определим $P_{\text{эс}}$ как произведение последовательно соединенных элементов $P_{\text{двс+ген}}$ и $P_{\text{акб}}$:

$$P_{\text{эс}} = P_{\text{двс+ген}} \times P_{\text{акб}}. \quad (13)$$

Далее рассмотрим отказобезопасность системы подъемных ВМГ. В случае, если запас мощности подъемных ЭД не удовлетворяет уравнению (4), то отказ одного ПВ или подъемного ЭД может привести к КС. В таком случае всю несущую систему можно рассматривать как цепочку последовательных элементов (рис. 10).

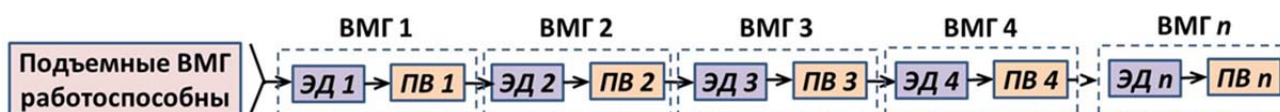


Рис. 10. Структурная схема надежности для подъемной системы
Fig. 10. Sequential scheme for calculating the reliability of the lifting system

Для обеспечения полета в режиме висения шестивинтового конвертируемого ЛА должно функционировать не менее четырех ВМГ из шести (тогда уравнение (4) выполняется), при этом суммарный момент силы тяги $\sum M_{\text{ПВМГ}}$ относительно центра тяжести оставшихся работоспособных ВМГ должен быть равен нулю (рис. 11). С учетом данного условия запишем возможные варианты отказов ВМГ, когда ЛА сохраняет работоспособность:

- все ВМГ функционируют;
- отказ одной ВМГ: a; b; c; d; e; f;
- отказ пары ВМГ (на рис. 11 показаны различными цветами): ae; bf; cd.

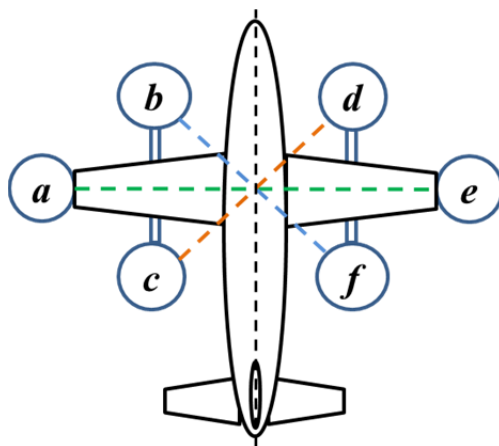


Рис. 11. Принципиальная схема расположения ВМГ для шестивинтового конвертируемого ЛА
Fig. 11. Configuration scheme for six lifting rotor groups of convertible aircraft

В соответствии с известными методиками [7, 11, 12] для каждой возможной комбинации состояний (отказов ВМГ) вероятность безотказной работы определится как произведение вероятностей состояния каждого элемента (функционирования p или отказа q), а суммарная вероятность безотказной работы системы $P_{\text{ВМГ}}$ определится как сумма вероятностей всех таких комбинаций, включая состояние, когда все ВМГ работоспособны. Для шестивинтового конвертируемого ЛА количество комбинаций составило 10:

$$P_{\text{ВМГ}} = p_a \cdot p_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot p_e \cdot p_f + q_a \cdot p_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot p_e \cdot p_f + p_a \cdot q_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot p_e \cdot p_f + p_a \cdot p_b \cdot q_c \cdot p_d \cdot p_e \cdot p_f + p_a \cdot p_b \cdot p_c \cdot q_d \cdot p_e \cdot p_f + p_a \cdot p_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot q_e \cdot p_f + p_a \cdot p_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot p_e \cdot q_f + q_a \cdot p_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot q_e \cdot p_f + p_a \cdot q_b \cdot p_c \cdot p_d \cdot p_e \cdot q_f + p_a \cdot p_b \cdot q_c \cdot q_d \cdot p_e \cdot p_f. \quad (14)$$

Если мы имеем подъемные ВМГ с одинаковыми характеристиками надежности, т.е. $p = p_a = p_b = p_c = p_d = p_e = p_f$, а ВО $q = 1 - p$, то уравнение (14) преобразуется к упрощенному виду:

$$\sum P_{\text{ВМГ}} = 6 \cdot p^6 + 6 \cdot p^5 \cdot (1 - p) + 3 \cdot p^4 \cdot (1 - p)^2 = 3 \cdot p^4 - 2 \cdot p^6. \quad (15)$$

Аналогично формуле (15) могут быть составлены уравнения расчета вероятности безотказной работы и для других компоновок конвертируемого ЛА с количеством ВМГ более шести. Суммарная вероятность безотказной работы для режима вертикального взлета и посадки $\sum P_{\text{ВП}}$ определится по формуле:

$$\sum P_{\text{ВП}} = P_{\text{эс}} \cdot P_{\text{ВМГ}}. \quad (16)$$

На переходном режиме 2 (табл. 1) конвертируемый ЛА увеличивает шаг маршевых винтов изменяемого шага (ВИШ), увеличивая их тягу $\sum T_{\text{мв}}$ от 0 до максимального значения, при этом нагрузка механической мощности ДВС от генераторов постепенно переходит на вращение маршевых ВИШ. До завершения разгона на скорости $V_{\text{пер}}$, когда вес ЛА полностью уравновешивается подъемной силой крыла, остаются критическими отказы подъемной (несущей системы), как это рассмотрено выше. Обратным действием будет являться режим торможения 8 (табл. 1), при котором скорость $V_{\text{пер}}$ будет снижаться до нуля, а тяга подъемных ВМГ постепенно возрастать, уравновешивая вес ЛА, что требует учета вероятности отказа ВИШ с системой управления шагом.

Для ГСУ с двумя основными ДВС отказ одного маршевого ВИШ из двух не будет КС на переходном режиме, а только аварийной ситуацией, так как тяги одного ВИШ достаточно для завершения разгона до скорости $V_{\text{пер}}$ или же торможения до $V = 0$ и последующей вертикальной посадки с использованием подъемных ВМГ. ВО обоих ВИШ очень мала. Таким образом, отказ одного ВИШ можно рассматривать в структурной схеме на переходном режиме как последовательное соединение, а в случае с двумя и более маршевыми ВМГ, будем считать его как резервированный элемент. В этом случае структурная схема надежности на переходном режиме будет выглядеть как показано на рис. 12.

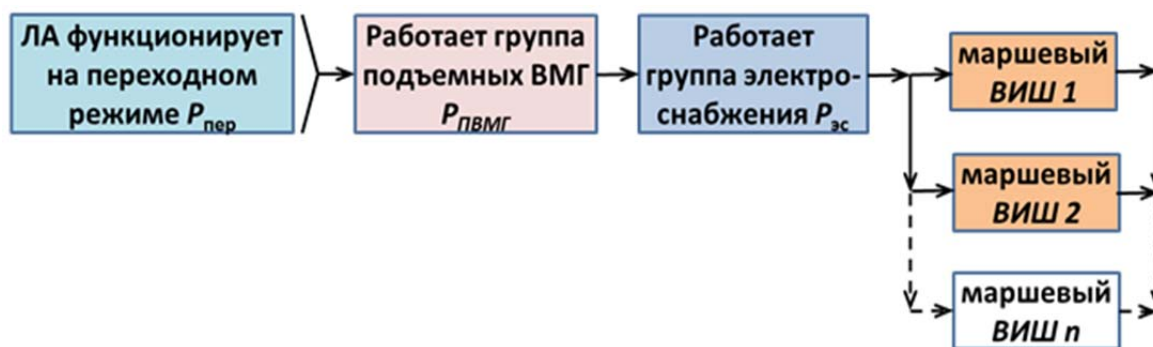


Рис. 12. Структурная схема надежности на переходных режимах полета конвертируемого ЛА
Fig. 12. Structural diagram of the reliability in transient flight modes of a convertible aircraft

Для группы маршевых ВИШ вероятность безотказной работы $P_{\text{виш}}$ при количестве $n_{\text{виш}}$ более одного определится по формуле:

$$P_{\text{виш}} = (1 - e^{-\lambda_{\text{виш}} \Delta t})^{n_{\text{виш}}},$$

где $\lambda_{\text{виш}}$ – интенсивность отказов для ВИШ, включая его систему управления и систему управления ДВС.

Для переходного режима на основании (16) получим:

$$P_{\text{пер}} = P_{\text{эс}} \cdot P_{\text{ПВМГ}} \cdot P_{\text{виш}}. \quad (17)$$

Величины $P_{\text{эс}}$ и $P_{\text{ПВМГ}}$ могут быть рассчитаны в соответствии с заданным t для переходного режима (табл.1).

На режиме остановки, фиксации и уборки ПВ (режим 3 в табл. 1) работоспособность ПВ не оказывает существенного влияния на продолжение полета и основным является успешное завершение уборки или фиксации ПВ, которые в крейсерском режиме могут создавать дополнительное вредное сопротивление и привести к вынужденной посадке. На режиме 7 (табл.1)

происходит обратное действие – выпуск и разблокировка ПВ и начало их вращения. В обоих случаях важен основной показатель – вероятность безотказной работы системы уборки/выпуска подъемных ВМГ, а в случае самого простого варианта такой системы – это фиксация и разблокировка ПВ. Последовательность операций при уборке (выпуск в обратной последовательности) подъемных ВМГ, включая складывание ПВ, показана в работе [2], а структурная схема надежности показана на рис. 13.

Как следует из рис. 13, все операции выполняются последовательно, схема не резервирована, на любом этапе отказ приведет к невыполнению функции, поэтому расчет надежности выполняется по выражениям (5) и (7). Однако результатом отказа не будет КС, т.к. в случае не уборки подъемного ВМГ, возможно выполнить обратный выпуск с целью совершения аварийной посадки либо продолжить полет и, достигнув ближайшего аэродрома, совершить вынужденную посадку как обычный самолет.

В случае не выпуска подъемных ВМГ или одного из них, конвертируемый ЛА может приземлиться на ближайшем аэродроме как обычный самолет.

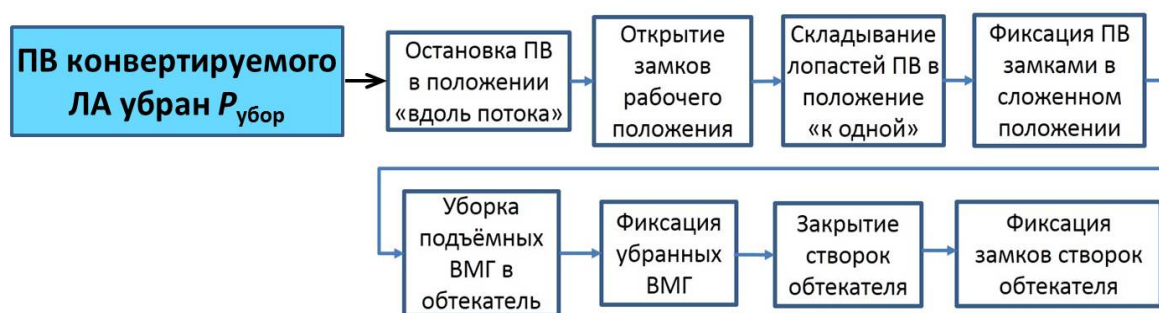


Рис. 13. Структурная схема надежности системы уборки/выпуска подъемных ВМГ конвертируемого ЛА на переходном режиме полёта

Fig. 13. Reliability calculation scheme for extension/retraction system of the lifting rotor group of convertible aircraft in transient flight mode

Оценка вероятности безотказной работы при выпуске/уборке подъемных ВМГ представляет в настоящий момент определенную сложность ввиду отсутствия достаточных статистических данных, так как подобные системы и конструкции ранее не применялись в авиации. Для предварительных оценок можно использовать данные по надежности систем, имеющих аналогичную последовательность операций и примерно такие же элементы конструкции, например, для систем уборки/выпуска шасси (принятая в расчете интенсивность отказов системы выпуска/уборки шасси составляет 0,0025 [9]).

Последствия отказа системы уборки/выпуска пары ВМГ будут такими же, как это уже рассмотрено для отказов самих ВМГ для режимов вертикального взлета (режимы 1 и 9 в табл. 1). В случае одинаковой надежности систем уборки $P_{уб}$ всех ВМГ шестивинтового конвертируемого ЛА суммарная вероятность безотказной работы $\sum P_{уб}$ определится по формуле (15).

На режимах набора крейсерской высоты, крейсерского полета и снижения до высоты переходного режима перед посадкой надежность ГСУ конвертируемого ЛА может быть оценена с учетом данных по надежности для самолетов аналогичного класса. Кроме того, ГСУ, имеющая дополнительные маршевые или подъёмно-маршевые ВМГ с ЭД, позволяет увеличить безопасность полета, так как в случае отказа одного или даже двух ДВС на крейсерском режиме может быть использована энергия АКБ для совершения посадки на ближайший аэродром.

Принятые для расчетов справочные данные по надежности бесколлекторных ЭД, АКБ и генераторов получены из справочников⁵ [13–14]. Характеристики надежности ТВД, ПВ, ВИШ, систем уборки/выпуска получены из источников⁴ [9]. Принятые расчетные значения показателей надежности для ГСУ конвертируемого ЛА приведены в табл. 2.

Таблица 2
Table 2

Характеристики надежности основных компонентов ГСУ
Reliability characteristics of hybrid propulsion system main components

Составная часть ГСУ	Наработка на отказ в полете, ч	Наработка на отключение в полете, ч	Интенсивность отказов λ , $\times 10^{-6}$, 1/ч	Примечание
ТВД (основной)	-	300 000	4,00	-
Подъемный винт	30 000	-	33,30	-
Маршевый винт ВИШ	75 000*	-	13,30*	в т.ч. управление
Генератор	-	-	566,50	-
Подъемный ЭД	-	-	0,98	-
АКБ (батарея)	-	-	16,25	-
Система уборки/ выпуска ПВ	400	-	25,00	применительно к 3 элементам аналога

*условно принято не хуже требований АП-25 п. 4.7 (а)

При оценке отказобезопасности ГСУ были приняты следующие допущения:

- последствиями отказа системы уборки/выпуска является сложная ситуация (СС);
- в случае отказа системы уборки/выпуска на взлете (подъемная ВМГ не убрана) конвертируемый ЛА должен иметь возможность вернуться к исходной точке и совершить посадку, а в случае не выпуска критического количества ВМГ при посадке – возможность вынужденной посадки по-самолетному;
- оценивается влияние на безопасность полета только ГСУ, а влияние на безопасность полета функциональных отказов других систем не рассматривается и они считаются независимыми.

С использованием уравнения (11), (12), (13), (15), (16), (17) выполнен расчет ВБР, вероятности отказа (ВО) $Q = 1 - P$, ВО на час полета q , в результате которого может произойти КС. Дополнительно выполнен расчет вероятности возникновения функционального отказа (ФО) только одного элемента или группы элементов низшего уровня – подъемной ВМГ, ДВС и генератора, АКБ, ВИШ, системы уборки/выпуска ВМГ.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ

В табл. 3 приведены результаты расчета показателей надежности ГСУ конвертируемого ЛА с шестивинтовой несущей системой и двумя ТВД для стандартного профиля полета, параметры которого указаны в табл. 1.

⁵ Nonelectronic Parts Reliability Data (NPRD-2016). Quanterion solutions incorporated, 2016. 23 p.

Таблица 3
Table 3

Результаты расчета показателей надежности (отказобезопасности) работы ГСУ
конвертируемого ЛА для основных режимов полёта

Reliability calculation results for hybrid propulsion system of convertible aircraft in basic flight modes

Составные части ГСУ		Номер режима полета	Взлет/ посадка	Переходные режимы		Набор высоты снижение + крейсерский режим	В сумме за полет
				Разгон/ тормож.	Уборка/ выпуск		
		Параметры	1, 9	2,8	3,7	4,5,6	
	Длит. режима t , мин	4	2	0,25	200	212,5	
Генераторы	Вероятн. отказа, $Q_{ген}$	$3,777 \times 10^{-6}$	$1,888 \times 10^{-6}$	-	-	$9,982 \times 10^{-10}$	
	Кол. на один ДВС, $n_{ген}$	2					
ДВС	Вероятн. выключения в полете, $Q_{двс}$	$2,667 \times 10^{-7}$	$1,333 \times 10^{-7}$	-	$1,333 \times 10^{-5}$		
	Кол. ДВС, $n_{двс}$	2					
Марше- выйВИШ	Вероятн. отказа, $Q_{виш}$		$4,444 \times 10^{-7}$	-	$8,333 \times 10^{-5}$		
	Кол. ВИШ , $n_{виш}$	2					
АКБ	Вероятн. отказа, $Q_{акб}$	$1,083 \times 10^{-6}$	$5,417 \times 10^{-7}$	-	-		
	Кол. АКБ, $n_{акб}$	2					
Подъёмные ЭД	Вероятн. отказа ЭД, $Q_{эд}$	$6,541 \times 10^{-8}$	$3,271 \times 10^{-8}$	-	-		
	Кол. ЭД в ВМГ, $n_{акб}$	1					
Подъёмные винты	Вероятн. отказа, $Q_{пв}$	$2,222 \times 10^{-6}$	$1,111 \times 10^{-6}$	-	-		
	Кол. ВМГ $n_{вмг}$,	6					
Система уборки/вы- пуска ВМГ	Вероятн. отказа, $Q_{1убв}$	-	-	$2,51 \times 10^{-3}$	-		
	Кол. систем у/в, $n_{убв}$	6					
Расчет вероятности КС	Группа генер.+ДВС, $\sum Q_{ген+двс}$		$1,427 \times 10^{-11}$	$1,776 \times 10^{-14}$	-		-
	Группа АКБ, $\sum Q_{акб}$		$1,174 \times 10^{-12}$	$2,934 \times 10^{-13}$	-		-
	Группа электроснабжения, $\sum Q_{эс}$		$1,544 \times 10^{-11}$	$3,112 \times 10^{-13}$	-		-
	Подъёмные ВМГ, $\sum Q_{вмг}$		$6,280 \times 10^{-11}$	$1,570 \times 10^{-11}$	-		-
	Подъёмная система, $\sum Q_{эс+вмг}$		$7,824 \times 10^{-11}$	$1,601 \times 10^{-11}$	-		-
	Маршевые ВМГ, $\sum Q_{двс+виш}$		-	-	-		$3,338 \times 10^{-9}$
	Вероятн. КС на режиме, $\sum Q_{реж}$		$7,824 \times 10^{-11}$	$1,621 \times 10^{-11*}$	-		$3,338 \times 10^{-9}$
	Вероятн. КС, $\sum Q_{реж}/\text{час полёта}$		$2,214 \times 10^{-11}$	$4,587 \times 10^{-12}$	-		$9,447 \times 10^{-10}$
Расчет вероятности ФО	Группа ген.+ДВС, $\sum Q_{ген+двс}$		$2,853 \times 10^{-11}$	$1,776 \times 10^{-14}$	-	-	
	Группа электроснабжения, $\sum Q_{эс}$		$2,167 \times 10^{-6}$	$1,083 \times 10^{-6}$	-	-	
	Подъёмные ВМГ, $\sum Q_{вмг}$		$1,373 \times 10^{-5}$	$6,863 \times 10^{-6}$	-	-	
	Система уборки/выпуска, $\sum Q_{убв}$		-	-	$7,494 \times 10^{-5}$	-	
	Маршевые ВМГ, $\sum Q_{двс}$		-	-	-	$9,344 \times 10^{-9}$	
	Вероятн. ФО на режиме, $\sum Q_{реж}$		$1,589 \times 10^{-5}$	$9,613 \times 10^{-6}$	$7,494 \times 10^{-5}$	$1,933 \times 10^{-4}$	
	Вероятн. ФО, $\sum Q_{реж}/\text{час полёта}$		$4,498 \times 10^{-6}$	$2,721 \times 10^{-6}$	$2,121 \times 10^{-5}$	$3,270 \times 10^{-5}$	
						$8,912 \times 10^{-5}$	

*Учитывается ВО ВИШ

В качестве основного критерия для оценки полученных результатов принято соответствие требованиям норм летной годности АП-25 при отказах функциональных систем, согласно которым единичный отказ, приводящий к возникновению КС, должен рассматриваться как

практически невероятное событие, имеющее вероятность менее, чем 10^{-9} на час полета по типовому профилю⁶.

Как следует из табл. 3, критическими режимами для выполнения требования по вероятности КС для ГСУ являются те же режимы, что и для обычного самолета: крейсерский полет, набор высоты и снижение.

Критическим элементом для выполнения требований АП-25 по КС режимов 4, 5, 6 (табл. 1) является ВИШ, который должен иметь интенсивность отказов не более $13,3 \times 10^{-6}$, обеспечение которой на сегодняшний день является достаточно сложной технической задачей, т.к., например, большинство современных ВИШ для самолетов с ТВД имеют интенсивность отказов 4×10^{-5} .

Значения вероятности КС при отказе более одной составной части ГСУ на режимах взлета, посадки и переходном режиме меньше 10^{-10} , что подтверждает соответствие требованиям норм летной годности АП-29 (п. 29.901 (с))⁷.

В случае единичного ФО, т.е. отказа одной АКБ или группы низшего уровня (ДВС или второго генератора) для энергоснабжения или одной подъемной ВМГ на режимах взлета, посадки, переходном режиме, а также ДВС и ВИШ на крейсерском режиме, для конвертируемого ЛА не возникнет аварийной ситуации (АС), что должно быть обеспечено конструкцией ЛА, схемой ГСУ и системой управления. В таком случае конвертируемый ЛА будет удовлетворять требованию п. 3.3.2⁸.

Отказ одного элемента или группы низшего уровня на режимах взлета посадки конвертируемого ЛА может привести к СС. По результатам расчета (табл. 3) вероятность ФО для ЛА в целом на час полета $8,912 \times 10^{-5}$ не превышает значения 10^{-4} , что соответствует выполнению п. 3.3.3⁹ для СС.

Наиболее «весомым» значением в суммарной вероятности отказов ГСУ является ВО системы уборки/выпуска – $2,121 \times 10^{-5}$ на час полета. Достижение требуемого уровня безотказности данной системы для шестивинтового ЛА в 10^{-6} потребует совершенствования конструкции и улучшения характеристики безотказности для одной системы уборки/выпуска до значения $5,44 \times 10^{-4}$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полученные результаты оценочного расчета показателей надежности для ГСУ шестивинтового конвертоплана позволяют сделать вывод о возможности его соответствия требованиям норм летной годности⁶. Значение вероятности КС на час полета для режимов взлета, посадки, переходного режима конвертируемого ЛА находятся в диапазоне $10^{-11} - 10^{-10}$, что является практически невероятным событием, которое также не может возникнуть вследствие единичного отказа элемента или системы. Расчетные оценки ВО двух ТВД с ВИШ на крейсерском режиме аналогичны обычному двухдвигательному самолету и могут соответствовать уровню в 10^{-9} на час полета только с ВИШ, имеющего интенсивность отказов не более $13,3 \times 10^{-6}$.

Для системы подъемных ВМГ при условии обеспечения запаса мощности ЭД единичный отказ или некоторые комбинации двойного отказа ВМГ не приведут к КС и АС. Критическим элементом является система уборки/выпуска подъемных ВМГ, предваритель-

⁶ Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. МАК, 2015. 290 с.

⁷ Авиационные правила. Часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. МАК, 2018. 175 с.

⁸ Nonelectronic Parts Reliability Data (NPRD-2016). Quanterion solutions incorporated, 2016. 23 p.

⁹ Там же

ные значения ВО для группы подъёмных ВМГ – $2,121 \times 10^{-5}$ на час полета. Достижение требуемого уровня безотказности данной системы в 10^{-6} потребует совершенствования конструкции и улучшения характеристики безотказности одной системы уборки/выпуска до значения $5,4 \times 10^{-4}$. Тем не менее, при условии обеспечения возможности посадки конвертируемого ЛА «по-самолетному» на запасную ВПП, отказ системы уборки/выпуска не приводит к КС или АС.

ВО одного элемента или группы элементов низшего уровня на режимах взлета, посадки и переходном режиме удовлетворяет требованиям норм летной годности (п. 3.3.3¹⁰). Расчетная суммарная ВО в полёте для конвертируемого ЛА в целом составит $<10^{-4}$ на час полета.

Полученные в данной работе результаты анализа надежности и отказобезопасности показывают, что разрабатываемые в настоящее время новые проекты многовинтовых конвертируемых ЛА при их реализации потенциально могут обеспечить необходимый для выполнения пассажирских перевозок уровень безопасности полетов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Desmond K.** Electric airplanes and drones: a history. Mc Farland & Company, Inc. North Carolina: Publishers Jefferson, 2018. 314 p.
2. **National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine.** Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions. Washington, DC: The National Academies Press, 2016. 122 p. DOI: <https://doi.org/10.17226/23490>
3. **Никольский М.** Конвертоплан Osprey V22 // Журнал Авиация и Космонавтика. 2012. № 5. С. 19–40.
4. **Redkin A.V.** Analysis of a convertible aircraft concept with a hybrid powerplant [Электронный ресурс] // Electric & Hybrid Aerospace Technology Symposium, Germany, Cologne. 2019. 21 p. URL: https://www.ukintpress-conferences.com/uploads/SPEHAT19/d2_s2_p4_andrey_redkin.pdf (дата обращения 17.08.2020).
5. **Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С.** Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М.: Машиностроение, 1976. 368 с.
6. **Мрыкин С.В., Вильчек М.И., Нападов К.А.** Метод структурных схем и оценка надёжности системы самолёта (этап проектирования). Лаб. Практикум. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2012. 48 с.
7. **Черняк М.Ю., Эльберг М.С.** Надежность технических систем: метод. указания. Красноярск: Сибирский государственный аэрокосмич. ун-т, 2017. 55 с.
8. **Волков Л.И., Шишкевич А.М.** Надежность летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1975. 294 с.
9. **Ялоза Ю.А.** Эксплуатационно-технические характеристики самолета: учеб. пособие. М.: Издательство МАИ, 2017. 94 с.
10. **Курочкин Ф.П.** Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. М.: Машиностроение, 1970. 354 с.
11. **Ding F., Han S.** Multi-state reliability analysis of rotor system using Semi-Markov model and UGF // Journal of Vibroengineering. 2018. Vol. 20, iss. 5. Pp. 2060–2072. DOI: 10.21595/jve.2018.19292
12. **Aslansefat K.** A markov process-based approach for reliability evaluation of the propulsion system in multi-rotor drones / K. Aslansefat, R. Mendonça, F. Marques, J. Barata // Technological Innovation for Industry and Service Systems, in Camarinha-Matos L., Almeida R., Oliveira J. (eds.).

¹⁰ Nonelectronic Parts Reliability Data (NPRD-2016). Quanterion solutions incorporated, 2016. 23 p.

DoCEIS 2019. IFIP Advances in Information and Communication Technology. Springer, Cham. 2019. Vol. 553. Pp. 91–98. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-030-17771-3_8

13. Прытков С.Ф. Надежность электрорадиоизделий: Справочник / С.Ф. Прытков, В.М. Горбачева, А.А. Борисов и др. М.: 22 ЦНИИ МО РФ, 2002. 574 с.

14. Фокин Ю.А., Туфанов В.А. Оценка надежности систем электроснабжения. М.: Энергоиздат, 1981. 224 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Редькин Андрей Владимирович, ведущий инженер НИО-10 ФГУП «ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского», Andrey.redkin@tsagi.ru.

Ялоза Юрий Александрович, кандидат технических наук, доцент, начальник лаборатории АО «ЛИИ им. М.М. Громова», доцент кафедры проектирования и конструкции ЛА и экспериментальных установок филиала «Стрела» Московского авиационного института (национального исследовательского университета), nio-4@lii.ru.

Ковалев Игорь Евгеньевич, доктор технических наук, профессор, начальник комплекса управления научными проектами ФГУП «ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского», igor.kovalev@tsagi.ru.

RELIABILITY ASSESSMENT OF CONVERTIBLE AIRCRAFT WITH HYBRID PROPULSION SYSTEM AND MULTIROTOR LIFTING SYSTEM

Andrey V. Redkin¹, Yuri A. Yaloza^{2,3}, Igor E. Kovalev¹

¹*FSUE Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow region, Russia*

²*Gromov Flight Research Institute Zhukovsky, Moscow region, Russia*

³*Moscow Aviation Institute, Branch "Strela", Zhukovsky, Moscow region, Russia*

ABSTRACT

Projects and experimental models of innovative concepts of VTOL aircraft with a hybrid propulsion system are attracting great interest and investment inflow all over the world. In this regard, when developing new concepts, it is important to understand how much better they will be than the currently operated rotorcraft and convertible aircraft in terms of reliability and flight safety, to be able to use them for passenger transportation in the future. In addition, when designing and choosing the optimal layout, it is necessary to know the contribution of each element and unit to the reliability of the aircraft as a whole in order to meet the requirements. To calculate the reliability indicators, the method of structural diagrams was chosen, and the calculation methodology was developed. The general classification of modern innovative concepts of convertible aircraft is considered, schematic diagram of hybrid propulsion system and its main parameters are determined. The article discusses the influence of the number of lifting rotor groups and their location on the possibility to continue the flight in hover mode in case of failure of one rotor group, the necessary power reserve of lifting electric motors is determined to ensure the given safety condition. In accordance with the adopted structural diagram, the main functional groups of the hybrid propulsion system of convertible aircraft operating in different flight modes are determined. The basic modes of a typical flight profile of a convertible aircraft are considered, time intervals characteristic for each mode are set. For each flight mode, a structural scheme of reliability of functional groups of a hybrid propulsion system is constructed, having a serial or parallel connection of elements, depending on their influence on the consequences of failure, the equation for calculating the probability of fail-free operation is derived. For lifting rotor groups, a combination of critical failures of more than one group is considered, and the equation is composed to calculate the probability of a catastrophic event in hover mode. Based on the obtained equations, the resulting calculation of the probability of fail-free operation, the probability of failure per flight hour for each flight mode was carried out separately and in total for the entire flight. Thus, for all flight modes, the probabilities of a catastrophic and emergency event, as well as a difficult situation in flight, are considered. A comprehensive analysis of the obtained results of reliability indicators calculation for convertible aircraft with six lifting rotors and two turboprop engines made it possible to conclude that it meets the requirements of the 25th part of aviation regulations for transport aircraft. A good potential margin of

up to 10^{-2} was determined for the probability of a catastrophic failure in take-off, landing and transitional modes. The elements and subsystems that are critical for fail-free operation are identified, and ways to improve their reliability and the aircraft as a whole are proposed.

Key words: hybrid power plant, convertible aircraft, rotor group, lifting rotors, brushless electric motor, battery, structural diagram of reliability, failure probability.

REFERENCES

1. **Desmond, K.** (2018). *Electric airplanes and drones: a history*. Mc Farland & Company, Inc., Publishers, Jefferson, North Carolina, 314 p.
2. **National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine.** (2016). *Commercial aircraft propulsion and energy systems research: reducing global carbon emissions*. Washington, DC: The National Academies Press, 122 p. DOI: <https://doi.org/10.17226/23490>
3. **Nikolsky, M.** (2012). *Konvertoplan Osprey V22*. *Aviatsiya i kosmonavtika*, no. 5, pp. 9–40. (in Russian)
4. **Redkin, A.V.** (2019). *Analysis of a convertible aircraft concept with a hybrid power plant*. Electric & Hybrid Aerospace Technology Symposium, Germany, Cologne, 21 p. Available at: https://www.ukintpress-conferences.com/uploads/SPEHAT19/d2_s2_p4_andrey_redkin.pdf (accessed 17.08.2020).
5. **Tishchenko, M.N., Nekrasov, A.V. and Radin, A.S.** (1976). *Vertolety. Vybór parametrov pri proektirovanií* [Helicopters. Selection of parameters during designing]. Moscow: Mashinostroyeniye, 368 p. (in Russian)
6. **Mrykin, S.V., Vilchek, M.I. and Napadov, K.A.** (2012). *Metod strukturnykh skhem i otsenka nadezhnosti sistemy samoleta (etap proektirovaniya): laboratornyy praktikum* [Method of Structural Diagrams and Reliability Assessment of the Aircraft System (design stage). Lab. Workshop]. Samara: Izdatelstvo Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta, 48 p. (in Russian)
7. **Chernyak, M.Yu. and Elberg, M.S.** (2017). *Nadezhnost tekhnicheskikh sistem: metodicheskiye ukazaniya* [Reliability of technical systems: method. directions]. Krasnoyarsk: Sibirskiy gosudarstvennyy aerokosmicheskii universitet, 55 p. (in Russian)
8. **Volkov, L.I. and Shishkevich, A.M.** (1975). *Nadezhnost letatelnykh apparatov* [Aircraft Reliability]. Moscow: Vysshaya shkola, 294 p. (in Russian)
9. **Yaloza, Yu.A.** (2017). *Ekspluatatsionno-tekhnicheskkiye kharakteristiki samoleta: uchebnoe posobie* [Operational and Technical Characteristics of the Aircraft: Tutorial]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 94 p. (in Russian)
10. **Kurochkin, F.P.** (1970). *Osnovy proektirovaniya samoletov s vertikalnym vzletom i posadkoi* [The Principles of Designing VTOL Aircraft]. Moscow: Mashinostroyeniye, 354 p. (in Russian)
11. **Ding, F. and Han, S.** (2018). *Multi-state reliability analysis of rotor system using Semi-Markov model and UGF*. *Journal of Vibroengineering*, vol. 20, issue 5, pp. 2060–2072. DOI: 10.21595/jve.2018.19292
12. **Aslansefat K., Marques F., Mendonça R. and Barata J.** (2019). *A markov process-based approach for reliability evaluation of the propulsion system in multi-rotor drones*, in: Camarinha-Matos L., Almeida R., Oliveira J. (eds.). *Technological Innovation for Industry and Service Systems. DoCEIS 2019. IFIP Advances in Information and Communication Technology*, Springer, Cham, vol. 553, pp. 91–98. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-030-17771-3_8
13. **Prytkov, S.F., Gorbacheva, V.M., Borisov, A.A. and others.** (2002). *Nadezhnost elektroizdeliy* [Reliability of electro-radio products. Handbook]. Moscow: 22 TSNI MO RF, 574 p. (in Russian)

14. Fokin, Yu.A. and Tufanov, V.A. (1981). *Otsenka nadezhnosti sistem elektrosnabzheniya* [Reliability Assessment of Power Supply Systems]. Moscow: Energoizdat, 224 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Andrey V. Redkin, Lead Engineer, FSUE Central Aerohydrodynamic Institute, Research Department 10, redy68@rambler.ru

Yuri A. Yaloza, Candidate of Technical Sciences, Head of the Laboratory, JSC Gromov Flight Research Institute, Associate Professor of Design and Construction of Aircraft and Experimental Installation Chair (C-11), Moscow Aviation Institute, (National Research University) Branch "Strela", e-mail: nio-4@lii.ru

Igor E. Kovalev, Doctor of Technical Sciences, Professor, FSUE Central Aerohydrodynamic Institute, Head of Science Project Management Complex, igor.kovalev@tsagi.ru

Поступила в редакцию 14.08.2020
Принята в печать 24.09.2020

Received 14.08.2020
Accepted for publication 24.09.2020