

Таким образом, предложенный управляемый двухобъемный ПА с электроклапаном в перегородке обеспечивает резкое улучшение демпфирующих свойств колебательной системы, регулирование упругодемпфирующих характеристик и одновременно хорошую виброударозащиту различных объектов, в том числе крупногабаритных объектов, транспортных средств, технологического оборудования. Полученная модель, описывающая рабочие процессы ПА и динамику АО, позволяет провести анализ и выявить основные закономерности работы ПА.

Библиографические ссылки

1. Аверьянов Г. С., Зензин Ю. А., Белицкий В. Д. Рабочий цикл пневматического амортизатора с активным управлением термодинамическими параметрами газа //

Динамика машин и рабочих процессов : межвуз. сб. науч. тр. Челябинск, 1985. С. 144–149.

2. Патент на изобретение № 2325285 Российская Федерация, М.Кл. F 16 F 9/04, В 60 G 11/26. Пневматическая подвеска / Аверьянов Г. С., Хамитов Р. Н. Оpubл. 27.05.2008, Бюл. № 15.

3. Хамитов Р. Н. Синтез системы управления импульсным электродинамическим клапаном пневмоамортизатора // Справочник. Инженерный журнал. 2008. № 2. С. 62–64.

4. Новоженин А. А., Фитилев Б. Н. Экспериментальные исследования постоянной демпфирования ПА с РКО // Динамика систем : межвуз. сб. науч. тр. Омск, 1975. Вып. 2. С. 71–75.

5. Дмитриев Г. Д., Градецкий В. Г. Основы пневматики. М. : Машиностроение, 1973.

6. Ястржембский А. С. Техническая термодинамика. М. : ГЭИ, 1960.

R. N. Khamitov

CONTROL SYSTEM AND PROCESSES OF TWO-VOLUME PNEUMOSHOCK-ABSORBER

The model describing working processes in the two-volume pneumoshock-absorber and dynamics of the damped object is constructed and investigated. The model allows to carry out the analysis and to reveal the basic laws and features in work, both pneumoshock-absorbers, and operated valves at various operating modes of the pneumoshock-absorber.

Keywords: pneumoshock-absorber operating mode, short-term switching of volumes, damping of fluctuations.

© Хамитов Р. Н., 2010

УДК 629.735.064

А. А. Прейс

СРАВНЕНИЕ МЕТОДИК РАСЧЕТА НАДЕЖНОСТИ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ САМОЛЕТОВ ГОСУДАРСТВЕННОЙ АВИАЦИИ

Выполнены сравнительные исследования расчетных значений показателей надежности систем самолетов. Показано, что традиционная методика расчета неадекватно оценивает изменения надежности по наработке. Использование методики расчета вероятности отказа через 1 час полета по альтернативной методике устраняет отмеченное несоответствие, свойственное традиционной методике.

Ключевые слова: традиционная методика, альтернативная методика, системы самолетов, государственная авиация.

Проектирование авиационной техники с высокой степенью надежности является одной из основных проблем современности. Эта проблема имеет особенное значение, так как надежность напрямую связана с безопасностью полетов, материальными затратами и эффективностью ее использования. В то же время повышение эффективности самолетов как гражданской, так и государственной авиации, за счет роста интенсивности использования и снижения затрат на эксплуатацию, в последние годы обеспечивалось значительным усложнением конструкции функциональных систем и бортового оборудования.

Усложнение самолета можно наглядно проследить на примере роста количества и элементов электронной аппаратуры бомбардировщиков фирмы Боинг. Если на самолетах В-17 и В-29 применялось оборудование, состоящее из 1 000–2 000 элементов, то на самолете В-58 количество элементов возросло до 95 000, а на сверхзвуковом стратегическом бомбардировщике В-70 использовалось оборудование, насчитывающее 150 000 элементов [1; 2].

По данным периодических изданий, следствием усложнения основных компонентов и систем явилось снижение эксплуатационных характеристик новых боевых

авиационных комплексов и, в первую очередь, их надежности.

Актуальность проблемы надежности демонстрирует пример эксплуатации самолетов Су-7, серийный выпуск которых был начат в 1959 г. После начала серийного производства и эксплуатации в строю выявились сложнейшие проблемы, связанные с низким уровнем безотказности, эксплуатационной технологичности, безопасности и живучести новых самолетов Су-7.

В начале эксплуатации трудозатраты на обслуживание Су-7 составляли 83 чел. ч на один час полета (для сравнения: для самолета такого же класса, они были в два раза меньше). Со временем, по мере накопления опыта эксплуатации и постоянных доработок самолета, время на подготовку самолета к вылету снизили до 48 чел. ч на один час полета. За первые 5 лет эксплуатации самолета типа Су-7 с 1959 по 1963 гг. произошло 13 катастроф и 15 аварий, из которых по причине КПП – 82,6 %, по вине личного состава – 10,7 % и другие причины составляют 7,14 %. Налет на одно летное происшествие по КПП в 1960 г. составлял 550 часов, а в 1963 г. – 1898 часов. К 1965 г. в основном за счет постоянных доработок и усовершенствования самолета и двигателя, эту цифру удалось довести до 4 200 часов. В немалой степени, снижению аварийности по КПП способствовали и изменения, внедренные при изготовлении СУ-7 на заводе. Постепенно, улучшив технологию сборки и ужесточив контроль, удалось повысить качество монтажа, что сразу сказалось на надежности машины.

В 1966 г. список замечаний по самолетам типа СУ-7 включал 64 серьезных дефекта, требующих немедленно устранения. Впрочем, для самолетов фронтовой авиации это было далеко не самым плохим показателем. У МиГ-21 в то время имели место 80 «крупных дефектов», включая самопроизвольное выключение двигателей в полете, частые пожары аккумуляторов, а у бомбардировщиков Як-28 – 145 дефектов, из-за чего самолеты в частях не летали по несколько месяцев [3].

Известно, что надежность долгое время была чисто качественным, не поддающимся контролю параметром технических устройств. В процессе создания новых образцов техники проводились отдельные мероприятия по повышению их надежности. При проектировании решались отдельные частные задачи обеспечения надежности (подбор деталей, материалов, режимов работы и т. д.), но зачастую это делалось эмпирически, всестороннего изучения и обеспечения надежности на научной основе не проводилось. Не были разработаны количественные критерии оценки надежности.

Однако, эта проблема с развитием и усложнением техники, в том числе и авиационной, стала настолько серьезной, что ученые и конструкторы начали уделять ей все больше и больше внимания. Сначала были разработаны количественные критерии надежности, затем появились методы расчета надежности и ее оценки в процессе испытаний и эксплуатации.

В рамках данной статьи рассмотрены методики расчета надежности агрегатов и функциональных систем воздушных судов.

В настоящее время в традиционно сложившейся системе оценок надежности авиационной техники исполь-

зуются косвенные показатели надежности. В гражданской авиации к таким показателям относят среднюю наработку на отказ, количество отказов на 1 000 часов налета (K_{1000}), налет на отказ, приводящий к авиационным событиям (инцидент, серьезный авиационный инцидент, авиационное происшествие). Надежность авиационной техники в государственной авиации оценивается следующими показателями: средний налет на неисправность, обнаруженную в полете и приведшую к невыполнению полетного задания (T_{nz}); средний налет на неисправность, обнаруженную в полете (T_n); средний налет на неисправность (отказ и повреждение) (T_c) [4].

Показатели надежности самолетов задаются государственными требованиями не в косвенных, а в прямых показателях, которые установлены НЛГС. В НЛГС требования к надежности определены в виде допустимых значений вероятностей отказов систем на 1 час полета, приводящих к возникновению в полете особых ситуаций, классифицирующихся как сложная, аварийная, катастрофическая ситуация. Так, вероятность возникновения катастрофической ситуации определена для самолета в целом более чем $1 \cdot 10^{-9}$ на 1 час полета. Вероятность возникновения аварийной ситуации определена с частотой возникновения $1 \cdot 10^{-6}$ на 1 час полета, и вероятность возникновения сложной ситуации – с частотой возникновения $1 \cdot 10^{-4}$ на 1 час полета.

При расчете надежности функциональных систем и оборудования самолетов, определяются вероятности безотказной работы $P(t)$ и вероятности отказа $Q(t)$ в функции от налета. При этом нормируемая вероятность отказа на 1 час полета при рассматриваемом интервале времени, согласно принятым в теории надежности методам, определяется следующим образом:

$$Q_c(t) = \frac{\Delta Q(t)}{\Delta t}. \quad (1)$$

Как показано в [5; 6; 7] приведение интегральных функций вероятности отказов систем самолетов к 1 часу полета часто дает результаты, противоречащие здравому смыслу и практике эксплуатации авиационной техники.

Чтобы проиллюстрировать выше сказанное несоответствие был произведен расчет надежности по традиционной методике для системы электроснабжения переменного тока, гидравлической системы, основных опор шасси и створок. Расчетные выражения для интегральных функций вероятности отказа агрегатов приняты в форме распределения равномерной плотности:

$$Q_i(t) = \omega_i \cdot t, \quad (2)$$

где ω_i – параметры потоков отказов агрегатов систем. Значения вероятности отказа на один час полета рассчитывались по формуле (1).

Система электроснабжения переменного трехфазного тока постоянной частоты предназначена для питания потребителей электроэнергией частотой 400 Гц и номинальным напряжением 115/200 В (рис. 1).

При работе каналов основным источником электроэнергии переменного тока являются два генератора, установленные по одному на каждом двигателе. Система выполнена так, что при нормальной работе каждый канал питает свои шины, и следовательно, свою группу

потребителей, подключенных к этим шинам. При этом, в системе предусмотрена возможность взаимного резервирования (резервирование параллельное и постоянное) каждого из каналов.

Поскольку в системе отказывают только генераторы, то схему, представленную на рис. 1 можно упростить до структурной схемы, изображенной на рис. 2.

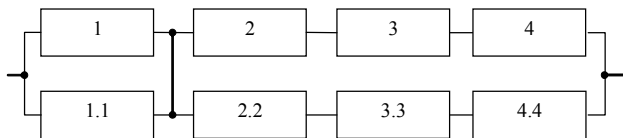


Рис. 1. Структурная схема системы электроснабжения переменного трехфазного тока постоянной частоты: 1, 1.1 – генератор переменного тока; 2, 2.1 – блок регулирования; 3, 3.1 – блок защиты и управления; 4, 4.1 – блок трансформаторов

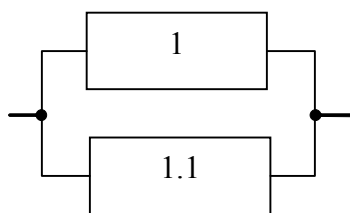


Рис. 2. Упрощенная структурная схема системы электроснабжения переменного трехфазного тока постоянной частоты: 1, 1.1 – генератор переменного тока

Параметр потока отказов $\omega_i(t)$ [5] для агрегатов системы энергоснабжения рассчитывается по выражению

$$\omega_i(t) = \frac{n(\Delta t)}{N \cdot \Delta t}, \quad (3)$$

где $n(\Delta t)$ – число отказов в интервале налета $\Delta(t)$; N – число объектов, находящихся под наблюдением (в эксплуатации); Δt – интервал налета.

Параметр потока отказов для генераторов переменного тока, расположенных на левом двигателе, равен $\omega_{лев}(t) = 0,0000217 = 2,17 \cdot 10^{-5}$ 1/ч, для генераторов, расположенных на правом двигателе, параметр потока отказа имеет вид $\omega_{прав}(t) = 0,00009 = 9,0 \cdot 10^{-5}$ 1/ч. Вероятность отказа системы $Q_c(t)$ рассчитывается через произведение вероятностей отказов составляющих элементов $q_{лев}(t)$, $q_{прав}(t)$ по выражению

$$Q_c(t) = \prod_{i=1}^N q_i. \quad (4)$$

Рассчитанные значения вероятностей отказов системы электроснабжения переменного трехфазного тока постоянной частоты $Q_c(t)$ от наработки и вероятность отказа системы на 1 час полета $Q_c(t)$ представлены на рис. 3, 4.

Основные опоры шасси предназначены для поглощения удара при посадке самолета, а также для обеспечения разбега, пробега и руления по взлетно-посадочной полосе. При убранном шасси боковые отсеки основных опор закрываются каждый двумя створками – передней и задней. Передняя часть каждого бокового отсека закрывается тормозным щитком, выполняющим в убранном положении роль створки.

Структурная схема основных опор шасси и створок представлена на рис. 5.

Исходя из того, что из числа агрегатов, которые входят в состав основных опор шасси и створок, отказы и повреждения были зафиксированы только на трех, то можно упростить структурную схему основных опор шасси и створок (рис. 6).

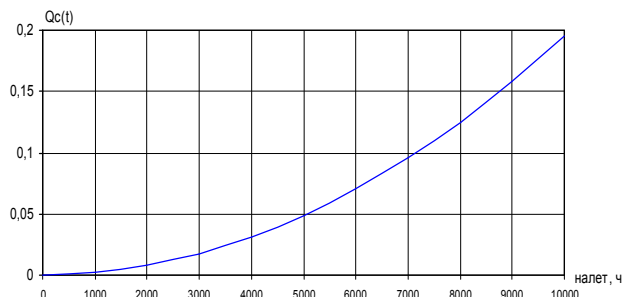


Рис. 3. Вероятность отказа системы электроснабжения переменного тока от налета

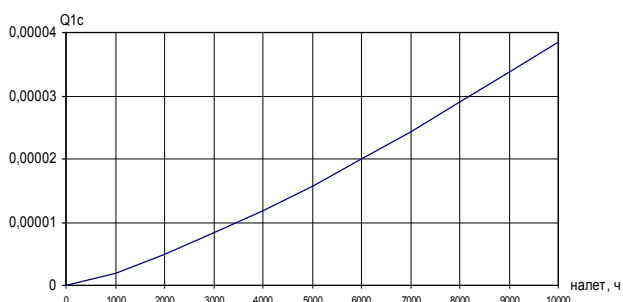


Рис. 4. Вероятность отказа системы электроснабжения переменного тока на 1 час полета

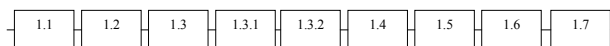


Рис. 5. Структурная схема основных опор шасси и створок: 1.1 – стойки цилиндра; 1.2 – подкос; 1.3 – тележка; 1.3.1 – амортизатор основного; 1.3.2 – амортизатор пяточного; 1.4 – механизм разворота тележки; 1.5 – створки (передней и задней); 1.6 – сигнализатор начала уборки шасси; 1.7 – механизм сигнализации необжатого положения основной опоры шасси

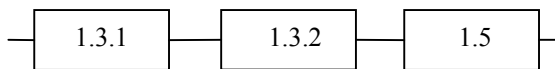


Рис. 6. Упрощенная структурная схема основных опор шасси и створок: 1.3.1 – амортизатор основного; 1.3.2 – амортизатор пяточного; 1.5 – створки (передней и задней)

Параметр потока отказов $\omega_i(t)$ для агрегатов основных опор шасси и створок рассчитывается по выражению (3). Параметр потока для амортизатора основного имеет вид $\omega_1(t) = 0,0000217 = 2,17 \cdot 10^{-5}$ 1/ч, для амортизатора пяточного $\omega_2(t) = 0,0000217 = 2,17 \cdot 10^{-5}$ 1/ч, для створок параметр потока отказа $\omega_3(t) = 0,000141 = 1,4 \cdot 10^{-4}$ 1/ч. Так как агрегаты в схеме основных опор шасси и створок расположены последовательно, то вероятность отказа $Q_c(t)$ находится следующим образом:

$$Q_c(t) = 1 - P_c, \quad (5)$$

где P_c – вероятность безотказной работы системы, которая рассчитывается по выражению

$$P_c = \prod_{i=1}^N p_i, \quad (6)$$

где p_i – вероятность безотказной работы агрегатов, входящих в систему.

Рассчитанные значения вероятностей отказов основных опор шасси и створок $Q_c(t)$ от количества посадок и вероятность отказа на 1 посадку Q_c представлены на рис. 7, 8.

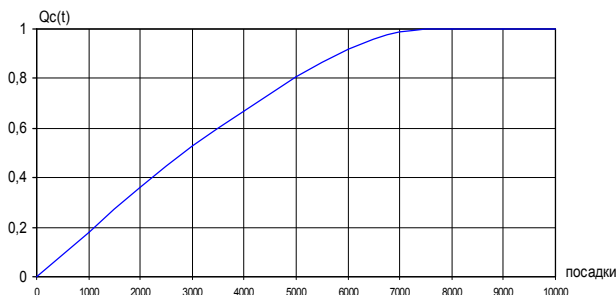


Рис. 7. Вероятность отказа основных опор шасси и створок от количества посадок

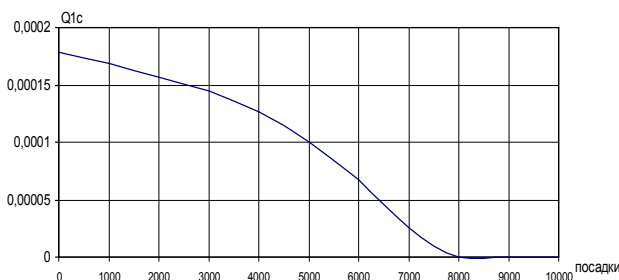


Рис. 8. Вероятность отказа основных опор шасси и створок на 1 посадку

Уменьшение вероятности отказа на 1 посадку в функции наработки (числа посадок) неадекватно отражает деградационные процессы, развивающиеся по мере увеличения наработки. Это ставит под сомнение адекватность традиционной методики расчета надежности и подтверждает выводы, сделанные в работах [5; 6].

Гидравлическая система обеспечивает питание гидроприводов самолета гидравлической энергией. Предусмотрено дублирование подачи гидравлической энергии на наиболее важные органы самолета – гидроусилители системы управления. По функциональному назначению гидросистема подразделяется на общую и бустерную. Общая гидросистема обеспечивает:

- питание одной из камер гидроусилителей систем управления самолетом;
- управление цилиндром системы ограничения хода ручки управления самолетом;
- уборку и выпуск шасси;
- управление тормозными щитками;
- уборку и выпуск заправочной штанги;
- включение цилиндра повышенной загрузки педалей;
- управление механизацией крыла;
- управление рулежным устройством передней опоры шасси;
- основное торможение колес шасси;
- аварийное торможение колес шасси;

- управление клиньями воздухозаборников и нижними обечайками;
- уборку и выпуск оптико-механического блока.

Бустерная гидросистема предназначена для обеспечения питания вторых камер гидроусилителей и цилиндра ограничения хода РУС системы управления самолета, т. е. дублирования общей гидросистемы в этих агрегатах.

Каждую гидросистему обслуживает по два насоса НП-96АМ, один из них расположен на правом двигателе, другой на левом, что повышает эксплуатационную надежность гидросистем. По конструктивному исполнению общая гидросистема идентична бустерной. Структурная схема гидросистемы представлена на рис. 9.

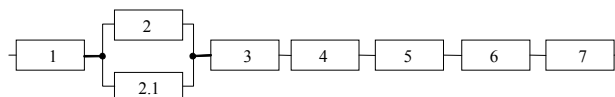


Рис. 9. Структурная схема гидросистемы: 1 – гидробак; 2, 2.1 – насосы плунжерные; 3 – фильтр линии нагнетания; 4 – предохранительный клапан; 5 – гидроаккумулятор; 6 – трубопровод; 7 – фторопластовые рукава

Исходя из того, что из числа агрегатов, которые входят в состав гидравлической системы, отказы были зафиксированы только на трех, можно упростить структурную схему гидросистемы (рис. 10).

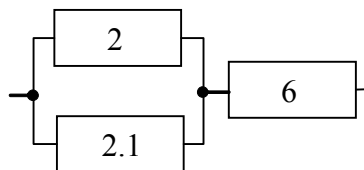


Рис. 10. Упрощенная структурная схема гидросистемы: 2, 2.1 – насосы плунжерные; 6 – трубопровод

Параметр потока отказов $\omega_i(t)$ для агрегатов гидравлической системы рассчитывается по выражению (3). Параметр потока отказов для гидронасоса, расположенного на правом двигателе, имеет вид $\omega_1(t) = 0,0000178 = 1,78 \cdot 10^{-5}$ 1/ч, для гидронасоса, расположенного на левом двигателе, $\omega_2(t) = 0,0000357 = 3,57 \cdot 10^{-5}$ 1/ч, для трубопроводов параметр потока отказа $\omega_3(t) = 0,000107 = 1,07 \cdot 10^{-4}$ 1/ч.

Зависимости вероятности отказа гидравлической системы от налета и на 1 час полета представлены на рис. 11, 12.

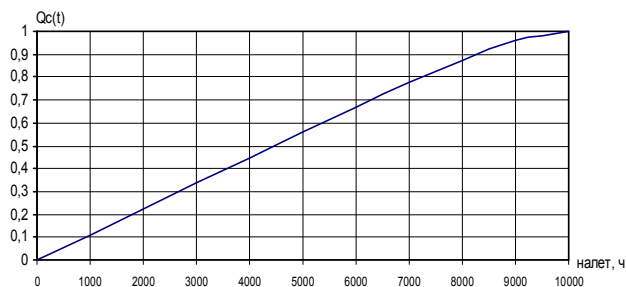


Рис. 11. Вероятность отказа общей гидросистемы от налета

Характер изменения вероятностей отказа систем самолета от налета, представленных на рис. 3, 7, 11 не вызывает сомнения, а вероятность отказа приближается к 1 с

увеличением налета. Это не вызывает сомнения до тех пор, пока не определяется вероятность отказа на 1 час полета. Уменьшение вероятности отказа рассчитанных систем на единицу времени (1 час полета) с увеличением времени (рис. 4, 8, 12), и тем более ее стремление к нулю, не согласуется с положением, что в процессе эксплуатации, как агрегатов, так и систем в целом, параметр потока отказов остается постоянным $\omega_i = \text{const}$, т. е. число отказов агрегатов и систем в единицу времени не зависит от наработки. Следовательно, логичней было ожидать и независимость от времени вероятности отказа системы на 1 час полета.

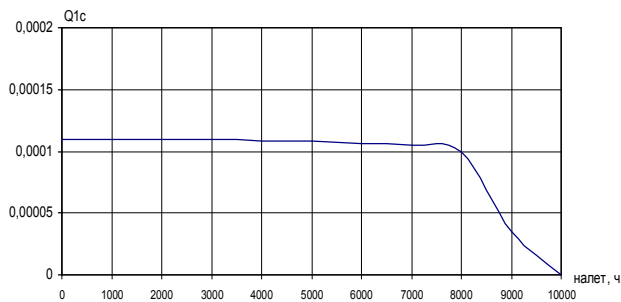


Рис. 12. Вероятность отказа общей гидросистемы на 1 час полета

В целях устранения указанного несоответствия, в работе [6] предлагается альтернативный методологический подход к расчету надежности системы на 1 час полета. При альтернативном подходе, в качестве первоочередной задачи, решается задача расчета вероятности отказа системы на 1 час полета, а интегральная функция распределения вероятности отказа находится как результат ее интегрирования.

Поскольку параметры потока отказов агрегатов постоянные, в соответствии с предложенным альтернативным подходом, интегральные функции распределения вероятности отказа агрегатов представляются в виде распределения равномерной плотности вероятности. При этом вероятность отказа агрегата на 1 час полета числен-

но равна параметру отказов. Тогда вероятность отказа на 1 час полета для рассматриваемых систем составит:

- для системы электроснабжения переменным током $2 \cdot 10^{-9}$;
- основных опор шасси и створок $1,84 \cdot 10^{-4}$;
- общей гидросистемы $2,17 \cdot 10^{-4}$.

Поскольку вероятности отказа на 1 час не зависят от времени, интегральные функции вероятности отказа являются линейными функциями времени. Так интегральная функция вероятности отказа для системы электроснабжения переменным током примет вид

$$Q_c(t) = 2 \cdot 10^{-9} \cdot t.$$

В целом для сложных систем с резервированием альтернативная методика оценивает их как более безотказные.

Библиографические ссылки

1. Анцелиович Л. Л. Надежность, безопасность и живучесть самолета. М. : Машиностроение, 1985.
2. Соломонов П. А. Вопросы надежности авиационной техники. М. : Воен. изд-во Мин-ва обороны СССР, 1965.
3. Авиация и космонавтика. 2006. № 4–7, 9–11.
4. Федеральные авиационные правила инженерно-авиационного обеспечения государственной авиации (ФАПИАО). М., 2005.
5. Бойко О. Г. Правомерность использования интегральных функций распределения случайных величин в расчетах надежности функциональных систем // Вестник СибГАУ. Вып. 4(21). Красноярск, 2008. С. 104–120.
6. Бойко О. Г., Шаймарданов Л. Г. Методологические особенности расчета схемной надежности функциональных систем самолетов гражданской авиации // Вестник СибГАУ. Вып. 4(17). Красноярск, 2007. С. 120–125.
7. Бойко О. Г., Шаймарданов Л. Г. Математическая модель и методы расчета надежности сложных систем // Вопросы современной науки и практики : журн. № 8(22). 2009. Тамбов : Ун-т им. В. И. Вернадского. С. 64–72.

A. A. Preis

THE STATE AVIATION AIRPLANES FUNCTIONAL SYSTEMS RELIABILITY CALCULATION METHODS COMPARISON

The comparative researches of calculation values of reliability indexes of airplanes systems has been carried out. The work shows that the traditional calculation method doesn't estimate adequately the reliability changes considering the operating time. Using of the breakdown probability calculation method in one hour of flight with a help of alternative method eliminates the marked irrelevance which is peculiar to traditional method.

Keywords: traditional method, alternative method, airplanes systems, state aviation.

© Преис А. А., 2010