

Воробьев В. М., д-р техн. наук

Енчев С. В.

Ищенко И. М., канд. техн. наук

Захарченко В. А., канд. техн. наук

ОБОСНОВАНИЕ СТЕПЕНИ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ ЭНЕРГОСИСТЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ЗАДАЧАХ ПОВЫШЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Аэрокосмический институт Национального авиационного университета

В статье рассмотрены методы и модели повышения эффективности функционирования отказоустойчивых систем энергоснабжения, которые напрямую влияют на уровень безопасности полетов. Эффективность функционирования энергосистем можно повысить используя при их синтезе принцип доминирования. В задачах ранжирования по уровню безопасности полетов рассмотрена модель неисправности с использованием структурно-логического метода.

Введение

Современные энергосистемы (система электроснабжения (СЭС), гидро- и пневмосистемы) воздушных судов (ВС) являются жизненно необходимыми в процессе выполнения полетного задания и должны обладать свойством отказоустойчивости. Концепции отказоустойчивости разработаны для поколения новой авионики [1] с целью удовлетворения требований по реализации высокой надежности. В отказоустойчивых структурах при возникновении отказа в модуле (элементе, блоке) или функции система автоматически локализует отказ, реконфигурирует схему, индицирует экипажу или инженерно-техническому персоналу и "продолжает работать", т.е. удовлетворительно функционировать. Внедрение принципа отказоустойчивости будет вызывать сокращение времени до первого отказа из-за увеличения сложности системы, но это явление компенсируется выгодами: возможностью выполнения технического обслуживания на плановой основе.

Анализ исследований и публикаций

Работы по оценке надежности, отказобезопасности и отказоустойчивости функционирования СЭС проводились кафедрой электроэнергетических систем

НАУ, в частности, и соавторами этой статьи [2,3,4], совместно с сотрудниками АНТК "Антонов", Института кибернетики НАНУ, Национального транспортного университета, "Держинец" (Россия).

Анализ возможных методов моделирования процесса функционирования СЭС [3] доказывает преимущества использования математического аппарата структурно-логического описания работы СЭС.

Проведенные в [5] исследования позволяют сделать вывод о целесообразности использования алгоритмического метода для определения отказов гидросистемы, а также применения метода динамического программирования и принципа доминирования в задачах определения эффективности различных вариантов структур энергосистем.

Постановка задачи

Учитывая исключительную важность, которую играют энергосистемы в отношении безопасности полетов, задачи и цели исследований можно сформулировать в виде: повышение эффективности функционирования отказоустойчивых энергосистем ВС. При этом методы и модели выступают в роли необходимых средств в задачах повышения эффективности и уровня безопасности полетов.

Требования предъявляемые к энергосистемам ВС

Поскольку энергосистемы ВС выполняет критичные функции по отношению к безопасности полетов к нему, согласно [1], выдвигается требование необходимости высокой функциональной целостности. Для чего необходимо выполнить следующие условия:

- ни один единичный отказ не должен приводить к функциональной неисправности и, таким образом, создавать потенциальную опасность;
- контроль должен обеспечивать достаточно полный охват контуров оборудования, чтобы гарантировать, что любая неисправность, которая может привести к опасности, будет обнаружена;
- последовательность появления многочисленных отказов должна быть аналитически исследована, чтобы установить, что потенциальная возможность обнаружения опасной ситуации является чрезвычайно малой;
- вероятность возникновения полного функционального отказа должна быть чрезвычайно маловероятной.

Под *функциональной целостностью* [1] системы понимаются заложенные в ее структуре возможности выполнения летно-технических и эксплуатационно-технических характеристик, реализуемые компонентами аппаратуры и программным обеспечением путем введения в структуру функционального, информационного, параметрического и других видов резервирования. Таким образом, она указывает на свойство системы сохранять свою функциональную пригодность при внезапных и постепенных отказах, реализуемую в первую очередь структурным резервированием системы, обеспечении необходимых уровней резервирования и способностью изменять свою структуру (реконфигурировать) при отказах.

В общем случае функциональную целостность, как свойство системы, можно выразить как функцию ряда ее частных показателей

$$\Phi = \Phi(C, S, Q, R), \quad (1)$$

где C – показатель сложности системы; S – структура (конфигурация) системы; Q – показатель качества (точность, быстродействие, колебательность и др.); R – показатель надежности.

Показатели функциональной целостности (1) взаимно коррелированы, связаны между собой неоднозначно и могут быть сведены к показателям надежности: отказоустойчивость, функциональная эффективность, безотказность, долговечность, ремонтпригодность, живучесть и др. Применительно к функционированию звена "Энергосистема – ВС", непосредственно влияющего на безопасность полетов, при оценке свойств энергосистемы, как функциональной системы (ФС), которая может выполнять функции на нескольких уровнях, можно использовать показатель функциональной эффективности [7]. Для его количественной оценки используют вероятностные показатели. Как правило, такими показателями служат вероятности функционирования системы на S_j -ых уровнях.

Процесс определения функциональной эффективности энергосистемы можно разбить на следующие этапы:

- анализ структуры относительно нормативных требований, предъявляемых к исследуемой энергосистеме;
- определение условий возникновения полного функционального отказа системы и его влияние на безопасность полета;
- ранжирование функциональных отказов энергосистемы по степени их влияния на безопасность полетов;
- построение математической модели расчета функциональной эффективности;
- количественная оценка функциональной эффективности.

Связь параметров и вариантов структур энергосистем с уровнями безопасности полетов

В обеспечении уровня безопасности полетов ВС важнейшей проблемой, решаемой на жизненном цикле <проектиро-

вания >→< сертификации >→< серийного производства >→< эксплуатации >, является определение роли энергосистем, т.е. их функциональной значимости обслуживаемых ими систем. К таким системам относятся: системы управления полетом, взлетно-посадочная механизация крыла, система управления режимами работы авиадвигателя и др.

Основные подходы известны и оперируют введением в структуры функциональных систем некоторого уровня резервирования (запаса), в том числе и функционального. В то же время использование принципов *CALS* [5] позволяет обосновать новые направления в повышение эффективности ВС:

- при проектировании в структуры закладываются возможности применения форсированных режимов эксплуатации систем, а также ослабленных, что позволяет уменьшить располагаемый ресурс и улучшить массогабаритные характеристики;

- воплощение идеи создания самолета с полностью электрифицированным оборудованием и широкое внедрение редкоземельных материалов;

- совершенствование структуры энергосистем с целью перераспределения располагаемой мощности на борту между резервированными системами и локализации отказавших участков;

- повышение номинальных параметров энергообеспечения с применением новых материалов;

- развитие методов компьютерного проектирования с адаптивными (реконфигурируемыми структурами) и автономными системами и рулевыми приводами (принцип *CALS*-технологий [5]).

Среди функциональных систем ВС система управления полетом является единственной, как потребитель гидравлической энергии, при отсутствии питания которой продолжение полета и посадка полностью исключаются.

Благодаря высокой универсальности и широкого распространения электро-

энергии на ВС, чем гидроэнергия, приемники электроэнергии по степени влияния на безопасность полетов условно разбиты на категории (I-я, II-я и III-я).

- приемники I-й категории, работа которых необходима для обеспечения безопасной посадки;

- приемники II-й категории, работа которых необходима для безопасного продолжения полета и посадки;

- приемники III-й категории, выход из строя которых не влияет на безопасность полетов.

Для количественной оценки безопасности полетов вероятностные критерии характеризуют возможность возникновения той или иной особой полетной ситуации (УУП – усложнение условий полета; СС – сложная ситуация; АС – аварийная ситуация; КС – катастрофическая ситуация):

$$P(S_{i, \text{опс}}) = P(S_j) \cdot P(S_{i, \text{опс}} / S_j), \quad (2)$$

где $P(S_j)$ – вероятность нахождения ФС в S_j -м состоянии; $P(S_{i, \text{опс}} / S_j)$ – условная вероятность возникновения i -ой особой полетной ситуации (ОПС).

Формула полной вероятности для ОПС имеет вид:

$$P(S_{\text{опс}}) = \sum_{j=1}^n P(S_j) \cdot P(S_{i, \text{опс}} / S_j), \quad i = \overline{1, 4},$$

где $P(S_{\text{опс}})$ – полная вероятность ОПС.

Категории уровней функционирования СЭС оцениваются выражением (2). Соответственно этому функционирование СЭС на уровне отключения приемников III-й категории приводит к УУП; отключение приемников II-й и III-й категории – к СС, функционирование СЭС в режиме аварийной работы – к АС, а отказ СЭС – к КС.

С целью обеспечения высокой надежности СЭС к ее структуре предъявлены требования:

- единичные отказы элементов не должны приводить к отказам первичных и вторичных источников;

- при отказе одного энергоузла (при двух или трех энергоузлах) и отказе двух (из четырех и более) должны сохраняться или автоматически восстанавливаться питание всех потребителей I-й и II-й категорий; допускается отключение потребителей III-й категории;

- аварийная СЭС обеспечивает питание только приемников I-й категории (ГОСТ 19705-81) и I-й и частично II-й категорий (ГОСТ 19705-89). Время питания оговаривается специальными требованиями, для самолетов средних и дальних магистральных линий время питания от аварийной системы неограниченно.

Согласно нормативному документу [8], выделяют нормальный, ненормальный, частичный и аварийный режимы работы СЭС. Стандарт ГОСТ 19705-89 устанавливает требования к показателям качества электроэнергии (номинальные значения напряжения и частоты и их отклонения в установившемся режиме, допустимые значения общего содержания высших гармоник в кривой напряжения переменного тока, модуляции напряжения и частоты, пульсаций напряжения постоянного тока, формы кривой напряжения переходных повышений и понижений напряжения, частоты, перерывов в электропитании и т.д.).

Отказ энергосистемы является ключевым фундаментальным понятием теории надежности как случайного события, когда система неработоспособна. А именно "неработоспособное состояние системы в целом, характеризуемое конкретным нарушением ее функций независимо от причин, вызывающих это состояние". Отказное состояние (вид отказа) определяется на уровне каждой системы через последствия, оказывающие влияние на функционирование этой системы, оно характеризуется влиянием на другие системы и на самолет в целом.

Вместе с общим подходом к оценке и обеспечению уровня безопасности полетов существуют частные требования в процессе формирования структур СЭС и

гидросистем (резервирование, его уровень и виды).

С этой целью необходимо рассмотреть большее число альтернативных вариантов систем. Для гидросистем с необратимым бустерным управлением устанавливают не меньше трех независимых каналов.

Типовые структуры энергосистем ВС и уравнения связи внешних и внутренних параметров

На рис. 1 и 2 приведены обобщенные структурные схемы энергосистем среднемагистрального самолета. Неизвестными являются количество элементов в различных уровнях структуры и связи. Вероятности не возникновения ОПС зависят от внутренних параметров гидросистемы:

- структуры (элементы и связи);
- энергообеспечения структуры (функциональные возможности);
- вероятной отказоустойчивости гидросистемы;
- значения критериев отказа;
- оценка массогабаритных характеристик.

Уравнение связи внешних и внутренних параметров с системными ограничениями имеют вид [5]:

$$P_{KC} = f_{KC}(\bar{C}_{pn}^*, \bar{\mathcal{E}}_{pn}, \bar{P}_{pn}, K_{KC}) \geq [P_{KC}];$$

$$P_{AC} = f_{AC}(\bar{C}_{pn}^*, \bar{\mathcal{E}}_{pn}, \bar{P}_{pn}, K_{AC}) \geq [P_{AC}];$$

$$P_{CC} = f_{CC}(\bar{C}_{pn}^*, \bar{\mathcal{E}}_{pn}, \bar{P}_{pn}, K_{CC}) \geq [P_{CC}];$$

$$P_{УУП} = f_{УУП}(\bar{C}_{pn}^*, \bar{\mathcal{E}}_{pn}, \bar{P}_{pn}, K_{УУП}) \geq [P_{УУП}];$$

$$G = f_{pn}(\bar{C}_{pn}^*, \bar{\mathcal{E}}_{pn}, \bar{G}_{pn}, K_{PB}) \leq [G]$$

где $P_{KC}, P_{AC}, P_{CC}, P_{УУП}$ – вероятности возникновения ОПС из-за отказов силовой части конструкции; $[P_{KC}], [P_{AC}], [P_{CC}], [P_{УУП}]$ – требования по возникновению ОПС; \bar{X} – обобщенный вектор параметров; \bar{C} – вектор структур подсистем; $\bar{\mathcal{E}}$ – вектор энергетической обеспеченности; \bar{P} – вектор отказоустойчивости; \bar{G} – вектор, определяющий массу структуры; $K_{KC}, K_{AC},$

$K_{СС}$, $K_{уш}$ – критерии оценки соответствующих полетных ситуаций.

Категории технических состояний СЭС можно представить по ранжиру: нормальная работа, ненормальная работа, частичная работоспособность, аварийная работа.

Вероятность невозникновения ОПС для гидросистемы определяется выражением:

$$P_{подс.су} = \sum_{\nu=1}^R P(A_{\nu}) \cdot P(ОПС / A_{\nu}),$$

где $\nu = \overline{1, R}$ – число состояний, вероятность которых больше значений ($10^{-12} \dots 10^{-14}$); ν – номер состояния подсистемы; $P(A_{\nu})$ – вероятность нахождения подсистемы в состоянии A_{ν} ; $P(ОПС / A_{\nu})$ – условная вероятность невозникновения ОПС.

Оценка отказных состояний производится по параметрам репрезентативно-

го типа, наиболее полно отражающим функциональные возможности. Необходимо определить верхнюю границу возникновения ОПС, когда должна сохраниться приемлимая управляемость ВС для гидросистем, а для СЭС – допустимые значения качества электроэнергии.

Например, для гидросистем допустимый уровень возмущений после отказа в системе управления должны быть не более: тангаж – изменение перегрузок – 0,2 ед.; крен – угловая скорость – 5 град/с. Это объясняется так: для парирования изменения условий балансировки по тангажу при отказах в системе управления необходимо иметь перегрузку 0,2 ед. Поэтому ОПС относится к сложной, т.к. отказы не приводят к изменению плана и профиля полета, а перегрузка 0,2 ед. определяет верхнюю границу возникновения СС.

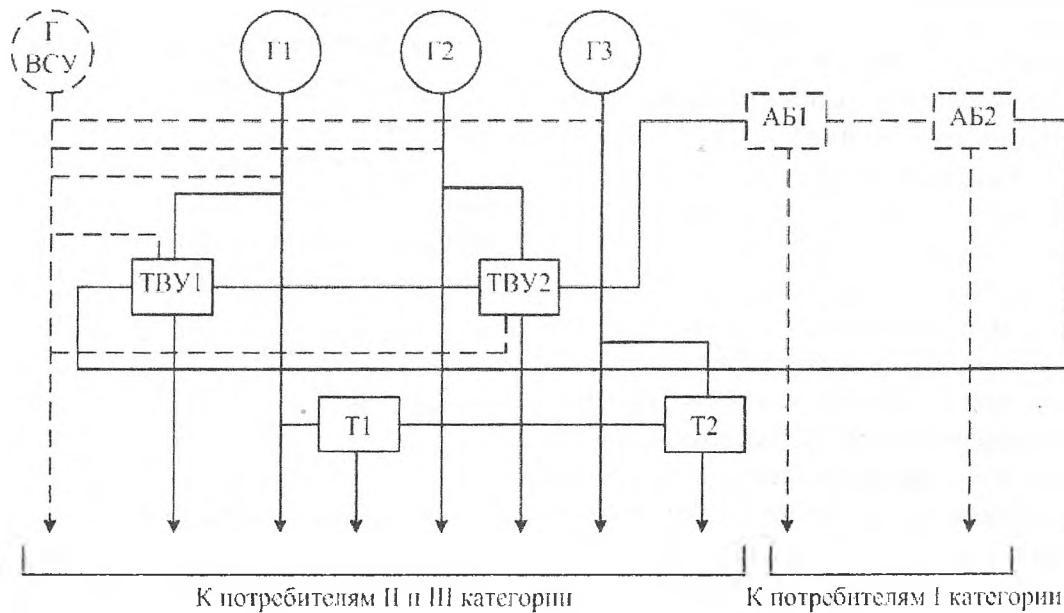


Рис. 1. Обобщенная структурная схема СЭС с первичной системой генерирования 200/115 В, 400 Гц: Г – генератор; Т – трансформатор; ТВУ – трансформаторно-выпрямительное устройство; АБ – аккумуляторная батарея

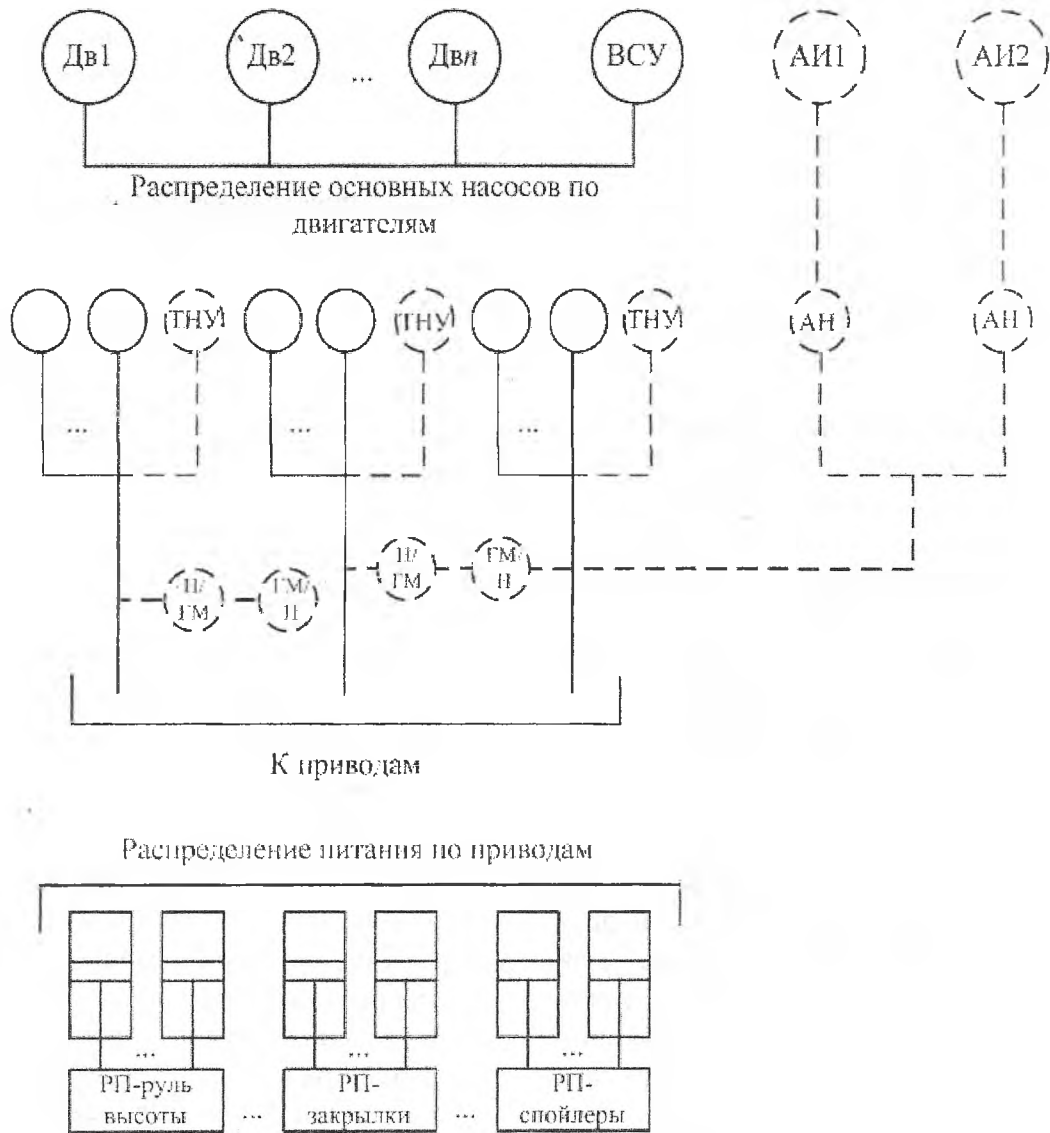


Рис. 2. Обобщенная структурная схема гидросистемы самолета: Дв – двигатель, ГМ - гидромотор; РП – рулевой привод; Н – насос; АН – аварийный насос; АИ – аварийный источник электроэнергии

Для решения задачи синтеза из условия оптимизации структуры гидросистемы широко применяется принцип доминирования выбора структуры [5].

Принцип доминирования формулируется следующим образом: вариант 1 структуры доминирует над вариантом 2 если:

$$\begin{aligned}
 & P_{KC}^1(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{KC}) > P_{KC}^2(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{KC}) \\
 & P_{AC}^1(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{AC}) > P_{AC}^2(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{AC}) \\
 & P_{CC}^1(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{CC}) > P_{CC}^2(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{CC}) \Rightarrow \\
 & P_{УУП}^1(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{УУП}) > P_{УУП}^2(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{УУП}) \\
 & G^1(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}) < G^2(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P})
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & P_{KC}^1(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{KC}) - P_{KC}^2(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{KC}) < \varepsilon_{KC} \\
 & P_{AC}^1(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{AC}) - P_{AC}^2(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{AC}) < \varepsilon_{AC} \\
 & P_{CC}^1(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{CC}) - P_{CC}^2(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{CC}) < \varepsilon_{CC} \\
 & P_{УУП}^1(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{УУП}) - P_{УУП}^2(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}, K_{УУП}) < \varepsilon_{УУП} \\
 & G^1(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}) - G^2(\bar{C}, \bar{\mathcal{E}}, \bar{P}) < \varepsilon_G
 \end{aligned}$$

где $P_{KC}, P_{AC}, P_{CC}, P_{УУП}$ – вероятности не возникновения ОПС для структуры; \bar{G} – масса гидросистемы; \bar{C} – вектор структуры; $\bar{\mathcal{E}}$ – вектор энергообеспечения структуры; \bar{P} – вектор надежности структуры; $K_{KC}, K_{AC}, K_{CC}, K_{УУП}$ – кри-

терии оценки соответствующих полетных ситуаций; $\varepsilon_{KC}, \varepsilon_{AC}, \varepsilon_{CC}, \varepsilon_{УП}, \varepsilon_G$ — допустимые погрешности по ОПС и массе. В случае переменных значений $\varepsilon_{KC}, \varepsilon_{AC}, \varepsilon_{CC}, \varepsilon_{УП}, \varepsilon_G$ рассматриваемое число вариантов структур значительно возрастает и обеспечивает наибольшую значимость в обеспечении общей надежности и массы гидросистемы.

Структурно-логическая модель неисправностей СЭС

При моделировании процесса функционирования СЭС целесообразно иметь аппарат формализованного описания его состояний. Большое многообразие состояний накладывает на этот аппарат определенные требования универсальности, гибкости, наглядности, лаконизма.

Решение задач определения влияния ФС и отдельных их изделий на безопасность полетов связано с необходимостью учета всевозможных сочетаний отказов изделий, влияния условий полета и других эксплуатационных факторов. Для учета этих обстоятельств применяют различные методы формализации описания функционально-логических состояний системы:

- системы логических уравнений;
- матриц перехода из одного состояния в другое с указанием вероятностей перехода;
- структурно-логических моделей неисправностей.

При помощи двух первых методов можно получить достаточно компактные описания, но построить их достаточно трудно. Применение последнего метода позволяет сравнительно просто построить описание функционально-логических состояний системы.

Структурно-логическая модель неисправностей (СЛИМН) [2] представляет собой граф, имеющий древовидную структуру, отображающую причинно-следственные отношения между событиями.

Сетевая модель представляет декомпозицию возможных состояний СЭС в виде графа "гамачного типа"

$$S: \{S_H, \dots, S_j, \dots, S_k\} \rightarrow \chi \rightarrow \alpha \rightarrow S_{\text{опс } i} \quad (4)$$

где $S_{\text{опс } i}$ — полетная ситуация, в которой находится ВС при соответствующих состояниях СЭС; S_H, S_k — соответственно состояния начала и конца.

Процедура декомпозиции возможных состояний S_j СЭС может быть представлена также графом древовидного типа

$$S_H: \left\{ \begin{array}{l} x_1 = f_1(\Theta_1, \Theta_2, \dots, \Theta_n) \\ x_k = f_k(\Theta_1, \Theta_2, \dots, \Theta_n) \\ x_n = f_n(\Theta_1, \Theta_2, \dots, \Theta_n) \end{array} \right\} \rightarrow \chi'_k \rightarrow \alpha_i \rightarrow S_{\text{опс } i}$$

где f_k — k -ая функция состояния системы, определяемая множеством значений ее параметров $\Theta_1, \Theta_2, \dots, \Theta_n$; χ'_k — обобщенный показатель запредельного отклонения текущих значений параметров Θ от их нормативных значений; α_i — критерий перехода системы в i -ый вид ОПС.

Обобщенный показатель запредельного отклонения текущих параметров для k -го параметра и i -ой ОПС, является булевой переменной и в выражениях формальной алгебры логики имеет вид:

$$\chi'_k = \begin{cases} 1, & \text{при } \Theta_{k, \text{тек}} - \Theta'_{k, \text{норм}} \geq \Delta'_k, \\ 0, & \text{при } \Theta_{k, \text{тек}} - \Theta'_{k, \text{норм}} \leq \Delta'_k, \end{cases} \quad (5)$$

где $\Theta_{k, \text{тек}}, \Theta'_{k, \text{норм}}$ — соответственно текущее и установленное нормативное значения для i -ой ОПС параметра Θ_k системы; Δ'_k — допустимое значение отклонения параметра Θ_k от нормы технических параметров.

Критерий перехода в i -ый вид ОПС определим как функцию предикат

$$\alpha_i = \left\{ \begin{array}{l} 1, \text{ при } S_j = \{S_{\text{опс } i}\} \\ 0, \text{ при } S_j = \{\bar{S}_{\text{опс}}\} = \{S_p \vee S_n\} \end{array} \right\}, \quad (6)$$

где S_j — текущее состояние системы; $\bar{S}_{\text{опс}}$ — работоспособное S_p или исправное S_n состояние системы.

Выразим критерий перехода (6) через обобщенный показатель (5):

$$\alpha_i = \bigcup_{k=1}^n \chi_k^i,$$

откуда следует что система переходит в ОПС при любом отклонении параметров от нормативных значений [8]. Таким образом можно записать

$$\alpha_i = \{ \bar{\Theta}_1^i \wedge \dots \wedge \Theta_n^i \} \vee \dots \vee \{ \Theta_1^i \wedge \dots \wedge \bar{\Theta}_n^i \},$$

где $\bar{\Theta}_k^i$ –отклонение значения k -го параметра системы за установленные пределы, что приводит к определенному уровню отказа и, соответственно, к возникновению i -ой ОПС.

Граф, построенный на базе приведенных выше выкладок, представлен на рис. 3.

Корнем графа является главное, нежелательное событие, с учетом рассматриваемого аспекта проблемы, которое называется результирующим. При помощи логических связей сообщается с другими вершинами СЛМН, которые называются базовыми. Под базовым событием при построении СЛМН понимаются возможные динамические изменения состояний компонент системы, вызванные отказами ее элементов, нештатными воздействиями внешней среды на полет ВС, неправильными действиями экипажа, т.е. изменением всех факторов, учитываемых при построении модели. Базовые события представляют собой независимые переменные построенной модели.

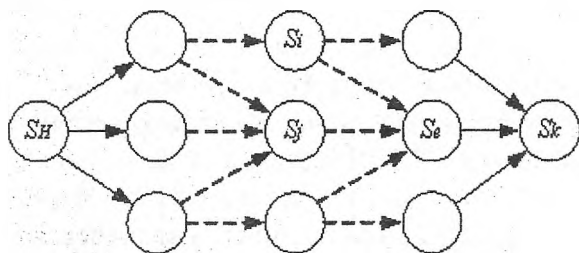


Рис. 3. Сетевая модель декомпозиции состояния СЭС в виде графа "гамачного типа"

Пути успешного функционирования энергосистем

Рассмотренная модель неисправностей СЭС имеет большие преимущества перед иными методами оценки функциональной эффективности, так как не рас-

сматривается сложная структура СЭС и взаимосвязи между элементами и уровень ФЭ фактически определяется параметрически, но для определения исправного и работоспособных состояний СЭС, построения диагностической модели поиска неисправностей непригодна. В связи с этим, рассмотрим алгоритм построения математической модели путей успешного функционирования ЭС.

Состояние системы из n элементов, можно характеризовать n -мерным вектором:

$$E = (e_1, e_2, \dots, e_n),$$

где e_i – булева переменная, которая характеризует состояние i -го элемента: 1 – работоспособен; 0 – в состоянии отказа

Функцию работоспособности можно записать с помощью так называемых кратчайших путей успешного функционирования и минимальных сечений отказов системы [6].

Кратчайший путь успешного функционирования системы представляет собой такую конъюнкцию ее элементов, ни одну из компонент которой нельзя изъять, не нарушив функционирования системы. Такую конъюнкцию можно записать в виде следующей ФАЛ:

$$P_j = \bigcap_{i \in K_{P_j}} e_i,$$

где K_{P_j} – множество номеров элементов системы, соответствующих данному пути, P_j – элемент множества P кратчайших путей успешного функционирования.

Минимальное сечение отказов системы [6] представляет собой такую конъюнкцию из отрицаний ее элементов, ни одну из компонент которой нельзя изъять, не нарушив условия работоспособности системы, что в виде ФАЛ можно записать:

$$S_r = \bigcap_{i \in K_{S_r}} \bar{e}_i,$$

где K_{S_r} – множество номеров, соответствующих данному сечению, S_r – элемент множества S минимальных сечений отказов системы. Каждая избыточная сис-

тема имеет конечное число кратчайших путей ($j = \overline{1, d}$) и минимальных сечений ($r = \overline{1, m}$). Тогда условия работоспособности систем можно записать:

1. В виде дизъюнкции всех имеющихся кратчайших путей успешного функционирования

$$p(e_1, e_2, \dots, e_n) = \bigcup_{j=1}^d \left[\bigcap_{i \in K_{ij}} e_i \right].$$

2. В виде конъюнкции отрицаний всех минимальных сечений отказов

$$p(e_1, e_2, \dots, e_n) = \bigcap_{r=1}^m \left[\bigcup_{i \in K_{\bar{r}}} e_i \right].$$

Применение метода Монте-Карло, существенно расширившиеся в современных условиях, позволило осуществить статистическое моделирование процесса эксплуатации СЭС ряда типов ВС и осуществить прогноз на жизненный цикл авиашарка. Кафедрой были выполнены научно-исследовательские работы по продлению ресурсов СЭС, распределению оборудования при переходе на прогрессивные стратегии эксплуатации, обоснованию оптимальных сроков периодичности работ технического обслуживания и ремонта, выборе вида и глубины контроля.

Выводы

Системы энергообеспечения ВС являются сложными отказоустойчивыми структурами и определение их уровня надежности требует применения различных методов и моделей. Эффективными инструментами в решении этой задачи являются: метод динамического программирования и принцип доминирования для гидросистем и структурно-логический метод исследования надежности.

Список литературы

1. ARINC 651. Руководство по проектированию интегральной модульной авиационной электроники: Пер. с англ. США. – Мериленд, 1991. – 278 с.
2. Формування логіко-динамічної моделі оцінки ефективності функціонування електроенергетичних комплексів / Б. М. Вороб'єв, Д. П. Захарченко, А. А. Кічигін, С. В. Єнчев // Автошляховик України. – К.: НТУ, 2005. – №1. – С.64 – 69.
3. Обоснование метода моделирования электроэнергетических комплексов воздушных судов / В. М. Воробьев, В. А. Захарченко, А. А. Кичигин // Вісник ЦНЦ ТАУ – К.: 2004. – №2. – С.73 – 77.
4. Воробьев В. М., Тимченко А. А., Левковец П. Р. и др. Системная эффективность программной эксплуатации объектов новой техники: Формирование системной эффективности процессов программной эксплуатации проектируемых логико-динамических систем управления воздушных судов. (Препр. /АН УССР, Институт кибернетики им. В. Глушкова) 1990. – 28 с.
5. Информационные технологии в наукоемком машиностроении// Под ред. А. Г. Братухина. – К.: Техніка, 2001. – 728 с.
6. Рябишин И. А., Черкесов Г. Н. Логико-вероятностные методы исследования надежности структурно-сложных систем. – М.: Радио и связь, 1981. – 264 с.
7. Синдеев И. М., Савелов А. А. Системы электроснабжения воздушных судов. – М.: Транспорт, 1990. – 296 с.
8. ГОСТ 19705-89. Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Общие требования и нормы качества электроэнергии. – М.: Изд.станд., 1989. – 45 с.
9. Авиационные правила Ч.25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – М.: МАК, 1993. – 483 с.