

## ЭЛЕКТРОТЕХНИКА

УДК 621.3.019.34

*А. Г. Капустин, О. Г. Карачун*

### ПРИНЦИПЫ ТЕХНИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ТИПА ALL ELECTRIC AIRCRAFT

UDC 621.3.019.34

*A. G. Kapustin, O. G. Karachun*

### PRINCIPLES OF TECHNICAL DIAGNOSTICS OF COMPLEX SYSTEMS OF FUTURE-PROOF AIRPLANES OF ALL ELECTRIC AIRCRAFT TYPE

#### **Аннотация**

Целью работы является формирование подхода к разработке алгоритма для проведения мероприятий по технической диагностике системы электроснабжения воздушного судна с полностью электрифицированным оборудованием типа *All electric aircraft*. На основании аналитических расчетов и имитационного моделирования в среде *MatLab* определены преимущества и недостатки различных методов диагностики (метод последовательных проверок и метод половинного разбиения) в применении к системе электроснабжения воздушного судна. Построены логическая модель системы диагностики, алгоритм диагностики методом последовательных проверок и алгоритм диагностики методом половинного разбиения. Показано дерево проверок и графическое представление алгоритма, позволяющее определить среднее число проверок для установления места отказа. Даны рекомендации по использованию рассмотренных методов диагностики с учетом степени глубины локализации отказов.

#### **Ключевые слова:**

техническая диагностика, система электроснабжения, воздушное судно, отказ системы, логическая модель, алгоритм диагностики.

#### **Abstract**

The purpose of the research is to form an approach to the development of an algorithm for carrying out technical diagnostics of the power supply system for an aircraft with fully electrified equipment of *All electric aircraft* type. Based on analytical calculations and simulation modeling in the *MatLab* environment, the advantages and disadvantages of various diagnostic methods have been identified (sequential test method and half split method) as applied to the aircraft power supply system. A logical model of the diagnostic system has been constructed, as well as a diagnostic algorithm using the sequential test method and a diagnostic algorithm applying the half split method. A test tree and a graphical representation of the algorithm are shown; the latter makes it possible to determine the average number of tests needed to establish the failure location. Recommendations are given for the use of the diagnostic methods considered, taking into consideration the depth of failure localization.

#### **Keywords:**

technical diagnostics, power supply system, aircraft, system failure, logical model, diagnostic algorithm.

#### **Введение**

Известно, что задачей мировой авиации является разработка перспективных воздушных судов по концепции

*All electric aircraft* (полностью электрический самолет) с целью усовершенствования аэродинамики, силовой установки, конструкции воздушного судна, технологичности, надежности, а также

повышения летно-технических характеристик [1, 2].

Элементы этой концепции внедряются на борт воздушного судна постепенно по мере разработки тех или иных вопросов. В настоящее время воздушные суда с элементами концепции *All electric aircraft* носят название самолета с полностью электрифицированным оборудованием (СПЭО). На таких воздушных судах все бортовые системы работают, используя только электроэнергию, полностью исключены системы, которые для своей работы требуют гидро-, пневмо- и другие виды энергии. К эксплуатируемым воздушным судам типа СПЭО относят самолеты A380, *Boeing 747 Dream liner*, *Boeing 777*, A400M, A300-600 *Beluga* и др. Однако с увеличением электрификации СПЭО возрастает мощность и роль системы электроснабжения и, как следствие, количество электрических компонентов и систем на борту воздушного судна [1]. Это способствует повышению вероятности возникновения отказов в системе электроснабжения, что, в свою очередь, требует решение задач диагностирования и локализации неисправностей (отказов) электрических компонентов системы.

Цель работы – сформировать подход к формированию алгоритма для проведения мероприятий по технической диагностике и определить преимущества и недостатки различных методов диагностики в применении к системе электроснабжения воздушного судна с полностью электрифицированным оборудованием.

Любая техническая система до проведения мероприятий по диагностике характеризуется одним из двух несовместных состояний: работоспособное и неработоспособное. Целью диагностики является определение соответствия диагностируемого объекта одному из этих состояний и локализации места отказа и его вида [3, 4].

Качество результата диагностики

основывается на использовании эффективных алгоритмов ее проведения. Выбор и разработка алгоритма в основном зависит от количества компонентов в составе диагностируемой системы, времени их тестирования и вероятности возникновения отказов [5, 6].

### Описание модели диагностируемой системы

Для исследования различных видов отказов и определения причинно-следственных связей в системе электроснабжения (СЭС) современного воздушного судна типа СПЭО использовалась ее виртуальная модель без резервирования [1–3].

Для разработки алгоритма диагностики модель СЭС разбивается на шесть условных уровней, которые показаны на структурной схеме системы (рис. 1). На структурной схеме блоками с номерами обозначены условно выделенные уровни системы электроснабжения. Стрелками обозначены выходные сигналы каждого блока, которые являются входными сигналами для других, функционально связанных с ними блоков.

Первый уровень 1 включает механический привод генератора (*Mechanical engine*) и моделируется простым построителем сигналов. Второй уровень 2 – система генерирования электроэнергии (генератор переменного тока *Power Generation* и его регулятор напряжения *Generator Control Unit*). Третий уровень 3 – система первичного распределения электроэнергии в составе датчиков тока и напряжения и контакторов, управляемых блоком генератора (*Generator Control Unit*). Четвертый уровень 4 – это вторичная система распределения электроэнергии *Secondary Distribution* (автоматические выключатели с регулируемым отключением по току). Пятый уровень 5 представляет собой нагрузки переменного тока (*1kW Lamp*, *12 kVA induction motor driving hydraulic pump*, *2 kW Brushless motor driving a*

*ballscrew actuator*). Шестой уровень 6 включает в свой состав нагрузки постоянного тока: резистивные нагрузки (*Lamp, Heater*), двигатель постоянного

тока (*Brush Motor driving a fuel pump*), блок трансформаторов и выпрямитель (*Transformer and Rectifier Unit (TRU)*).

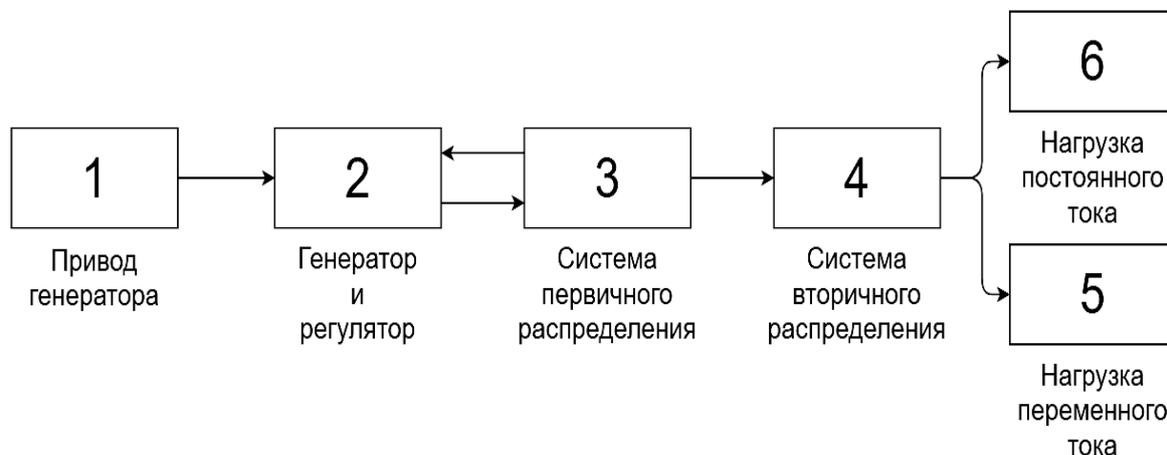


Рис. 1. Структурная схема системы электроснабжения

Авиационный двигатель (*Mechanical engine*) и генератор переменного тока с регулятором (*Generator and regulator*) связаны посредством механического привода (см. рис. 1, блок 1). На схеме эти связи изображены последовательно. Таким образом, если выходной сигнал авиадвигателя входит в область недопустимых значений генератора, то дальнейшая работа генератора также будет некорректной и на его выходе появится сигнал из области недопустимых значений.

### Разработка логической схемы

Блок, из которого выходит стрелка (рис. 2), является причиной, а блок, к которому подходит стрелка, – следствием отказа. Таким образом, отказ авиадвигателя влечет за собой отказ генератора; отказ генератора или регулятора вызывает отказ в системе первичного распределения; отказ в системе первичного распределения обуславливает отказ в системе вторичного распределения; отказы в нагрузке переменного и постоянного тока являются след-

ствием отказа в системе вторичного распределения. Следует отметить, что отказ в системе первичного распределения вызывает отказ генератора или регулятора напряжения, т. к. они связаны обратной связью. Таким образом, каждый компонент «отвечает» за отказ в уровне, следующем за ним в структурной схеме. Исключением является система первичного распределения, отказ в которой приводит еще и к отказу в уровне, предшествующем ей.

Так как все электрические компоненты системы электроснабжения могут иметь только два состояния – 1 (работоспособное) и 0 (неработоспособное), то следует определить соответствие состояний данных (1, 0) в цифровой системе данным о техническом состоянии компонентов выделенного уровня [3, 5]. Выходной сигнал каждого уровня может иметь только два значения: 1 или 0. Единица соответствует выходному сигналу, который находится в области допустимых значений, ноль, соответственно, сигналу из области недопустимых значений. Следует отметить, что область допустимых значений

для выходного сигнала предшествующего блока не охватывает всю область допустимых значений для входного

сигнала последующего блока. График распределения областей допустимых значений изображен на рис. 2.

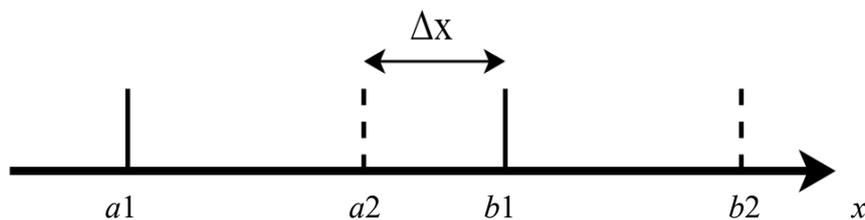


Рис. 2. Область допустимых значений

На рис. 2 приняты следующие обозначения:  $[a1; b1]$  – области допустимых значений выходного сигнала;  $[a2; b2]$  – области допустимых значений входного сигнала;  $\Delta x$  – общая область допустимых значений, применяемая для определения значения состояния выходного сигнала;  $x$  – множество значений для выходного и входного сигналов. Исходя из графика (см. рис. 2), определим два множества:  $x1 = [a1; b1]$ ;  $x2 = [a2; b2]$ , по которым можно определить области допустимых и недопустимых значений входных и

выходных сигналов системы.

Таким образом, если выходной сигнал попадает в область пересечения множеств  $x1$  и  $x2$  ( $\Delta x$ ), то он находится в области допустимых значений, и отказов в системе нет. Исходя из этого, формируется условие работоспособности для диагностируемого уровня

$$x \in \Delta x.$$

На основании данного условия составляется таблица состояний системы электроснабжения (табл. 1).

Табл. 1. Состояния системы электроснабжения

Номер состояния	Значение выходного сигнала					
	$x_1$	$x_2$	$x_3$	$x_4$	$x_5$	$x_6$
$S_1$	1	1	1	1	1	1
$S_2$	1	1	1	1	1	0
$S_3$	1	1	1	1	0	1
$S_4$	1	1	1	1	0	0
$S_5$	1	1	1	0	0	0
$S_6$	1	0	0	0	0	0
$S_7$	1	0	0	0	0	0
$S_8$	0	0	0	0	0	0

В табл. 1 приняты следующие обозначения:  $S_i$  – номер состояния;  $x_n$  – выходной сигнал  $n$ -го блока системы электроснабжения (см. рис. 1).

Из табл. 1 видно, что состояния  $S_6$  и  $S_7$  являются неразличимыми, т. к. стро-

ки, соответствующие этим состояниям, одинаковые. Поэтому объединяем строки, соответствующие неразличимым состояниям и тогда таблица примет следующий вид (табл. 2).

Табл. 2. Объединенная таблица состояний системы электроснабжения

Номер состояния	Значение выходных сигналов					
	$x_1$	$x_2$	$x_3$	$x_4$	$x_5$	$x_6$
$S_1$	1	1	1	1	1	1
$S_2$	1	1	1	1	1	0
$S_3$	1	1	1	1	0	1
$S_4$	1	1	1	1	0	0
$S_5$	1	1	1	0	0	0
$S_6$	1	0	0	0	0	0
$S_7$	0	0	0	0	0	0

На основании табл. 2 составлено уравнение булевой алгебры (1), одно-

значно определяющее все возможные состояния системы электроснабжения:

$$\begin{aligned}
 Z_s = \varphi(X_1, X_2, \dots, X_6) = & (X_1 \wedge X_2 \wedge X_3 \wedge X_4 \wedge X_5 \wedge \bar{X}_6) \vee (X_1 \wedge X_2 \wedge X_3 \wedge X_4 \wedge \bar{X}_5 \wedge X_6) \vee \\
 & \vee (X_1 \wedge X_2 \wedge X_3 \wedge X_4 \wedge \bar{X}_5 \wedge \bar{X}_6) \vee (X_1 \wedge X_2 \wedge X_3 \wedge \bar{X}_4 \wedge \bar{X}_5 \wedge \bar{X}_6) \vee (X_1 \wedge \bar{X}_2 \wedge \bar{X}_3 \wedge \bar{X}_4 \wedge \bar{X}_5 \wedge \bar{X}_6) \vee \\
 & \vee (\bar{X}_1 \wedge \bar{X}_2 \wedge \bar{X}_3 \wedge \bar{X}_4 \wedge \bar{X}_5 \wedge \bar{X}_6).
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

Данное уравнение позволяет реализовать логическую модель работы предлагаемой системы диагностирования. С помощью логической модели упрощается написание программного кода микроконтроллера, на котором реализуется разрабатываемая система диагностики.

В уравнении (1) приняты следующие обозначения:  $Z_s$  – выходной сигнал системы диагностирования;  $\varphi$  – функция, объединяющая зависимости

состояний системы и значения выходных сигналов каждого компонента системы электроснабжения. Каждая дизъюнкция характеризует одно из состояний диагностируемой системы, характеризующейся отказом, и соответствует определенному виду отказа.

По уравнению (1) составлена логическая схема диагностирования технического состояния системы электроснабжения (рис. 3).

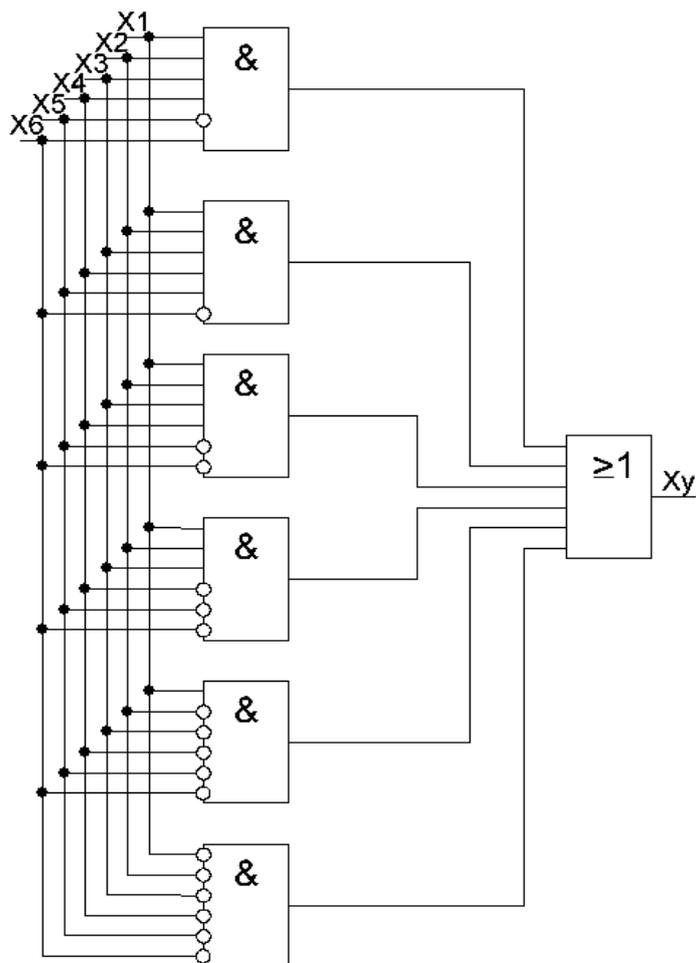


Рис. 3. Логическая модель системы диагностирования

Диагностическая модель системы достаточно легко реализуется на интегральных микросхемах. Немаловажным достоинством является возможность реализации данной логической модели диагностирования с помощью нанотранзисторов, что значительно сократит объем и габариты системы диагностирования [7, 8].

Для эффективной работы системы диагностирования, учитывая особенности функционирования системы генерирования электроэнергии (см. рис. 1, уровень 2), система диагностирования должна проводить диагностику уровней системы электроснабжения через интервалы времени менее 0,1 с. Это позволит практически мгновенно выявлять отказы, открывая возможности создания практически безынерционной системы

защиты системы электроснабжения и ее электрических компонентов.

Информация, получаемая от системы диагностирования, может быть использована для построения защиты системы электроснабжения от аварийных ситуаций, например, защиты от коротких замыканий, чрезмерного повышения напряжения и др.

#### *Исследование методов диагностики*

Для исключения неразличимых состояний генератор и система первичного распределения электроэнергии объединены в один блок с общим входным и выходным сигналами [4–6]. Тогда структурная схема системы электроснабжения (см. рис. 1) примет вид (рис. 4).

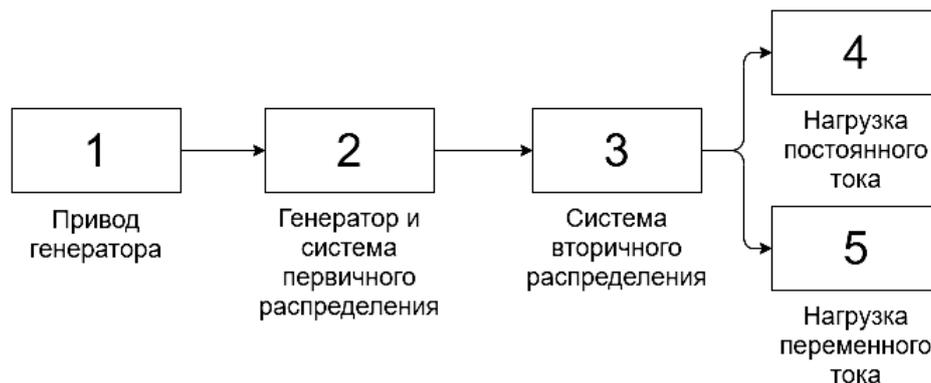


Рис. 4. Обновленная структурная схема системы электроснабжения

В рассматриваемом случае данные о надежности компонентов СЭС и продолжительности их проверок отсутствуют, поэтому проверки выполняются в случайной (произвольной) последовательности. Последовательность соответствует расположению компонентов на борту воздушного судна или определяется какими-либо субъективными факторами [4–6].

При случайном выборе проверок существенным параметром является среднее число проверок  $N_{\text{cp}}$ , которое может быть определено в предположении равных вероятностей отказа всех компонентов ( $q_i = 1/n$ ) следующим образом:

$$N_{\text{cp}} = \sum_{i=1}^{n-1} i \cdot q_i + (n-1) \cdot q_n =$$

$$= \sum_{i=1}^{n-1} \frac{i}{n} + \frac{n-1}{n} = \frac{(n-1)(n+2)}{2n}.$$

Как было показано ранее, типовая система электроснабжения воздушного судна состоит из пяти уровней. Поэтому при проведении диагностики системы следует принять во внимание, что при отказе на уровне 4 или 5 (см. рис. 4) вы-

ходные сигналы всех уровней соответствуют области допустимых значений. Таким образом, при наличии информации об отказе в системе и соответствии выходных сигналов уровней 1–3 следует утверждать об отказе на уровне 4 или 5. Данное условие показывает, что при этой ситуации нет необходимости определять выходные сигналы уровней 4 и 5 даже при исправности всех остальных уровней (см. рис. 4). Тогда среднее число проверок для определения уровня, на котором произошел отказ, определяется для трех следующих уровней (см. рис. 4): *Mechanical engine, Generator and primary distribution, Secondary distribution* и составляет:

$$N_{\text{cp}} = \frac{(n-1)(n+2)}{2n} =$$

$$= \frac{(3-1)(3+2)}{2 \cdot 3} = 1,67.$$

Таким образом, среднее число проверок для определения отказа в системе электроснабжения равно 1,67 проверкам. Для этого случая дерево условного теста представлено на рис. 5.

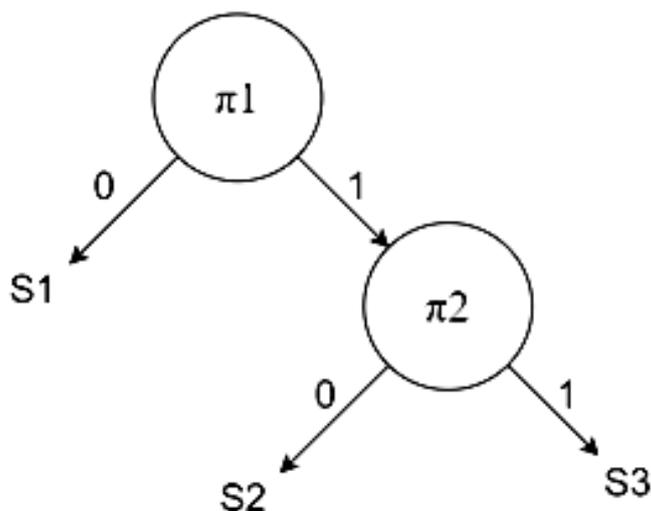


Рис. 5. Дерево условного теста

Для локализации места отказа в системах с большим количеством компонентов выявление носителей дефектов может выполняться не только в индивидуальном порядке, но и групповой проверкой компонентов по участкам системы. Данный подход имеет преимущество в том случае, если количество компонентов в диагностируемой системе больше или равно восьми [3–5]. При этом последовательность проверок по выявлению дефекта состоит в том, что диагностируемый объект делится на две части и одна из этих частей подвергается проверке. Если проверяемый участок оказывается исправным, то входящие в него компоненты дальнейшей проверке не подлежат. Поиск дефекта ведется на другой половине схемы объекта, которая снова разбивается на две части, одна из которых проверяется для выявления дефекта. В результате нескольких последовательных разбиений всего множества компонентов на все более ограниченные подмножества производится постепенная локализация отказа и отказавший уровень выявляется [4, 6]. Выполним данную про-

цедуру для модели системы электропитания воздушного судна. Результат такой процедуры представлен на рис. 6, где приняты следующие обозначения: 1–8 – номера проверок; «+» – участок исправен; «–» – участок неисправен.

Метод половинного разбиения применяется в том случае, когда данные о надежности компонентов объекта и продолжительности их проверок отсутствуют или не могут быть учтены либо, когда затраты времени на выполнение проверок примерно одинаковы. Разбиение схемы объекта производится на участки, примерно равные по количеству компонентов. Очередной проверке подвергается любой из двух образованных участков схемы. Необходимое число проверок и последовательность их выполнения определяются следующим образом. Представим количество компонентов в объекте  $n$  в следующем виде:

$$n = 2^m + R,$$

где  $R$  – количество компонентов сверх полной степени числа  $Z$ ,  $0 < R < n/2 < 2^m$ ,  $Z = 2^m$ .

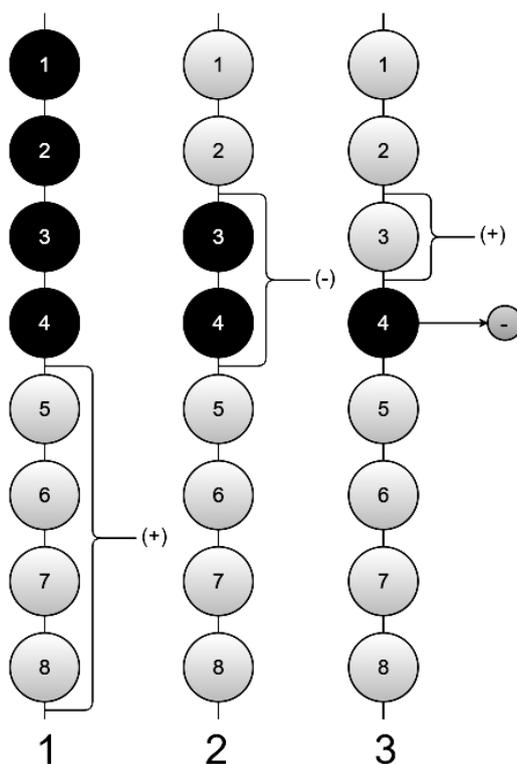


Рис. 6. Схема последовательности поиска дефекта методом половинного разбиения

Согласно этой методике рассмотрим схему проверок для объекта, состоящего из восьми компонентов (см. рис. 6). Из рис. 6 видно, что  $N_{\min} = m = 2,5$ , где  $N_{\min}$  – минимальное число проверок;  $N_{\max} = 3,5 = m + 1$  (для  $R \neq 0$ ). Отсюда следует вывод о том, что при  $m$  проверках отказ может быть обнаружен в одном из  $(n - 2 \cdot R)$  уровней, в данном случае из  $m = (8 - 2 \cdot 2,3) = 4,6$  уровней.

Для определения среднего числа проверок  $N_{\text{ср}}$  необходимо учесть количество компонентов, которые подвергаются проверке с номерами  $m$  и  $m + 1$ , и суммарную приведенную вероятность отказа каждой из этих групп:

$$N_{\text{ср}} = m \sum_{i=1}^{n-2R} q_i + (m + 1) \sum_{i=1}^{2R} q_i,$$

где  $q_i$  – равная вероятность отказов всех компонентов ( $q_i = 1/n$ ).

При одинаковых значениях приведенных вероятностей отказов компо-

нентов получим

$$\sum_{i=1}^{n-2R} q_i = (n - 2R) \frac{1}{n};$$

$$\sum_{i=1}^{2R} q_i = 2R \frac{1}{n}.$$

Следовательно,

$$N_{\text{ср}} = m \cdot \frac{n - 2R}{n} +$$

$$+ (m + 1) \frac{2R}{n} = m + \frac{2R}{n}.$$

Исходя из анализа рис. 7, имеем  $N_{\text{ср}} = 2,5 + 2 \cdot 2,3/8 = 1,4$ , т. е. при проверке методом половинного разбиения сокращается количество среднего числа проверок.

### Заключение

Таким образом, при выявлении неисправностей в системе электроснабжения перспективных воздушных судов следует обратить внимание на количество функционально значимых уровней и на необходимую степень глубины локализации отказа.

При определении отказов на уровнях с учетом обратных связей и объединении в этих уровнях компонентов, охваченных данными связями, достаточно использовать метод последовательных проверок, т. к. такой метод характеризуется простотой и относительной прозрачностью самого алгоритма [3, 6]. Однако степень глубины локализации при этом остается малой и определить место отказа с точностью до

блока с использованием метода последовательных проверок затруднительно (при использовании данного метода для систем с большим количеством компонентов и без объединения блоков, охваченных обратной связью, в один уровень метод становится слишком громоздким). Следовательно, увеличивается среднее количество проверок для выявления отказа, алгоритм теряет все свои преимущества и становится нецелесообразным.

При необходимости достичь повышенной степени глубины локализации отказов целесообразно использовать метод половинного разбиения. При этом также будет уменьшаться среднее количество проверок в сравнении с методом последовательных проверок.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Обзор разработок полностью электрических самолетов / Е. Е. Тулинова [и др.] // *Электричество*. – 2016. – № 4. – С. 15–25.
2. **Моир, И.** Интеграция механических, электрических и авиационных подсистем авиационных систем / И. Моир, А. Сиабридж // John Wiley & Sons Ltd, The Atrium, Южные Ворота, Чичестер, Западный Суссекс PO19 8SQ, Англия, 2008. – 504 с.
3. **Схиртладзе, А. Г.** Надежность и диагностика технологических систем / А. Г. Схиртладзе. – Москва: Новое знание, 2008. – 518 с.
4. **Половко, А. М.** Основы теории надёжности / А. М. Половко. – Москва: Наука, 2007. – 249 с.
5. **Крестин, Е. А.** Диагностика машин и оборудования: учебное пособие / Е. А. Крестин, И. Е. Крестин. – Санкт-Петербург: Лань, 2016. – 376 с.
6. **Калитенков, Н. В.** Надежность и диагностика транспортного радиооборудования и средств автоматизации: учебное пособие / Н. В. Калитенков, В. С. Солодов. – Москва: МОРКНИГА, 2012. – 521 с.
7. **Карачун, О. Г.** Development of diagnostic models of the typical aircraft power supply system / О. Г. Карачун, А. Г. Капустин // *Фундаментальные и прикладные научные исследования: актуальные вопросы, достижения и инновации: сб. ст. XXV Междунар. науч.-практ. конф.: в 2 ч.* – Пенза: Наука и Просвещение, 2019. – Ч. 1. – 330 с.
8. **Мержи, И.** Практическое руководство по логическим микросхемам и цифровой схемотехнике: пер. с англ. / И. Мержи. – Москва: Пресс, 2007. – 256 с.

*Статья сдана в редакцию 2 декабря 2020 года*

**Александр Григорьевич Капустин**, канд. техн. наук, доц., Белорусская государственная академия авиации. E-mail: kapustin2649@mail.ru.

**Олег Геннадьевич Карачун**, стажер мл. науч. сотрудника, Белорусская государственная академия авиации. E-mail: oleg.karachun.99@mail.ru.

**Alexander Grigoryevich Kapustin**, PhD (Engineering), Associate Prof, Belarussian State Academy of Aviation. E-mail: kapustin2649@mail.ru.

**Oleg Gennadievich Karachun**, Research Assistant Trainee, Belarussian State Academy of Aviation. E-mail: oleg.karachun.99@mail.ru.