

ВЫБОР ДИАГНОСТИЧЕСКОГО ПРИЗНАКА КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

© 2010 В.Н. Писаренко

Самарский государственный аэрокосмический университет

Поступила в редакцию 26.03.2010

В статье рассмотрена методика выбора диагностических признаков контроля технического состояния сложных авиационных систем на примере потребителей сети электроснабжения самолета в виде системы обогрева предкрылков.

Ключевые слова: самолет, противообледенители, предкрылки, обогрев, модель, контроль

Признаками технического состояния сложных технических систем авиационной техники могут быть определенные области значений качественных и количественных характеристик свойств систем [1]. В зависимости от фактических значений признаков возьмем два вида технического состояния: работоспособное и неработоспособное. Взаимосвязь процесса контроля технического состояния сложных авиационных систем представлена на рис. 1

Рассмотрим методику выбора и реализации диагностических признаков при оценке технического состояния сложных технических систем самолета на примере системы обогрева предкрылков самолета Ту-154М.

При полетах самолетов в условиях обледенения особое значение принимает исправность работы противообледенительной системы. Это четко проявилось на легкомоторном самолете, попавшем в условия обледенения и дальнейшем обледенении самолета, которое привело к катастрофе. На примере электротепловой противообледенительной системы самолета Ту-154 рассмотрим выбор диагностических признаков для обеспечения достоверности контроля состояния системы.

Электротепловые противообледенители предкрылков самолета Ту-154М состоят из зоны постоянного обогрева и зоны циклического обогрева. Питание противообледенителей производится переменным трехфазным током напряжением 200В частотой 400Гц. Зона циклического обогрева предкрылков состоит из восьми секций, левых и правых. Обогрев предкрылков включается в полете бортиженером с помощью выключателя ВГ-15К “Предкрылки” расположенного на щитке противообледенителей и работает циклично с управлением от механизма ПМК-21. Полный цикл равен 308 с. Одновременно вклю-

чаются две секции левые и правые на $38,5 \pm 2$ с. Затем охлаждаются в течение $269,5 \pm 4$ с. Все восемь секций обогреваются поочередно. Сначала автоматически включается обогрев I секции, затем II секции, после этого III секция и т.д. После включения обогрева VIII секции цикл повторяется. Для исключения перегрева предкрылков в минусовые цепи контакторов включения обогрева каждой секции включены термовыключатели АД-155М-А12 биметаллического типа. Для контроля работы ПМК-21 имеется желтая лампа “Предкрылки” на панели противообледенителей бортового инженера, которая включается в момент обогрева 4-ой секции и горит в течение $38,5 \pm 2$ с [2].

Противообледенительная система предкрылков в полете контролируется по вторичным признакам – загоранию желтой сигнальной лампы в момент включения обогрева 4-ой секции. Бортовой инженер контролирует исправность генераторов переменного тока, от которых питается противообледенительная система, по вольтметру контролирует напряжение, по частотомеру частоту выдаваемого генератором тока. По амперметру в соответствии с руководством по летной эксплуатации необходимо контролировать равномерное распределением электроэнергии по сетям и не превышать нагрузки на генераторы. Для контроля работы генераторов необходимо производить переключения с помощью четырех переключателей и выполнять 9 переключений при контроле напряжения и частоты и 10 переключений для контроля нагрузки на генераторы.

Таким образом, в электротепловой противообледенительной системе используется следующие диагностические признаки: – переменный ток, – напряжение, – частота; – нагрузка, активное сопротивление нихромового нагревательного элемента; – сигнальная лампа включения 4-ой секции; – температура секции предкрылка. Итого диагностических признаков 6. Определим,

Писаренко Виктор Николаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники. E-mail: eat@ssau.ru

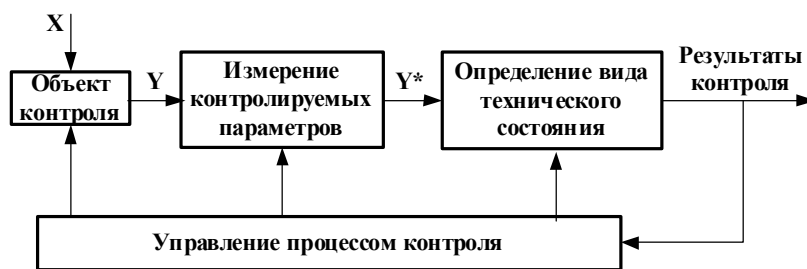


Рис. 1. Схема модели контроля технического состояния:

X – вектор контролируемых характеристик; Y – вектор выходных характеристик;
Y* – вектор результатов измерения

какой из этих диагностических признаков является оптимальным и достаточным.

Обозначим диагностические признаки как ξ_j .

ξ_1 – напряжение - наличие напряжения еще не говорит об том, что предкрылки греются. ξ_2 – частота - свидетельствует об исправности генератора, но не является достаточной для того чтобы судить о том, что предкрылок греется. ξ_3 – сопротивление нагревательного элемента, несет информацию об исправности секции но, не о том, что секция греется. ξ_4 – сигнальная лампа включения механизмом 4-ой секции – не несет информации о том, что предкрылки греются. ξ_5 – величина температуры секции предкрылков – несет информацию о охлаждении или нагреве предкрылков. Но так как температура меняется – секции включаются и выключаются циклично контроль сложно реализуем и фактически не несет в себе достаточную информацию. ξ_6 – потребляемый ток – несет всю информацию о том, что предкрылки греются. Есть ток – секция греется, нет тока – секция не греется.

Под достоверностью результата j -й решаемой задачи D^j при контроле состояния системы принимаем степень объективности принятого решения (доверие к принятому решению) и в качестве оценки выбираем условную вероятность нахождения контролируемого признака ξ_j в определенном состоянии при условии, что резуль-

тат решения данной задачи контроля y^j соответствует этому же состоянию [3].

$$D^j = p(\xi_j / y^j). \quad (1)$$

Функция предпочтения проверок

$$Wi(\pi_j) = \left\{ \sum_{j=1}^N \xi_j | 0^j \right\} \max, \quad (2)$$

показывает, что полноту и правильность проверки обеспечивает признак ξ_6 .

Переменный ток позволяет обеспечить простую схемную реализацию контроля с помощью трансформатора тока [3].

Итак, оптимальная схема встроенного функционального контроля, которая может быть предложена для контроля состояния системы обогрева предкрылков переменным током, показана на рис. 2. Через автомат защиты сети по цепи переменного тока и выключатель питания запитываются переменным током защищаемые потребители.

Когда выключатель питания включен и электрическая цепь исправна – через цепи обогрева проходит ток через трансформатор модуля защиты. Напряжение постоянного тока вырабатывается выпрямителем из индуцируемого тока. Выработанное напряжение постоянного тока будут замыкать контакты S2 выключателя модуля защиты. Когда эти контакты замкнуты, контакты S1 разом-

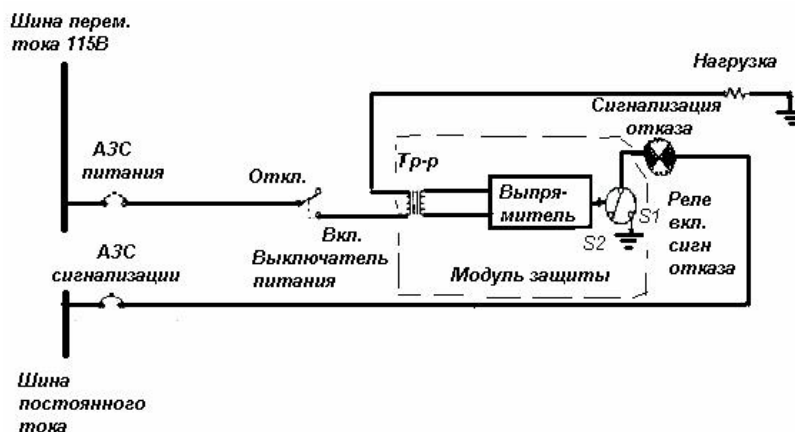


Рис. 2. Схема контроля по потребляемому току

кнуты и лампочки сигнализации отказа контролируемых цепей выключены. Если контролируемые цепи разомкнуты, ток через трансформатор не идет. Выпрямитель не будет вырабатывать напряжение, размыкающее его выключатель. Этот выключатель будет подавать заземление на соответствующий световой сигнализатор на модуле, вызывая его включение. Эта же “земля” подается также на логические контуры главного сигнализатора, вызывая высвечивание центрального основного сигнализатора и световых сигнализаторов неисправности контролируемой цепи системы.

Таким образом, данная методика выбора и реализации диагностических признаков при оценке технического состояния сложных технических систем самолета на земле и в полете с использованием системы встроенного контроля позволила обеспечить процесс диагностирова-

ния от постановки задачи и до получения результатов практического использования с разбиванием на три этапа: 1 – этап физического анализа; 2 – этап математического анализа; 3 – этап технической реализации и позволила создать систему встроенного контроля, полностью обеспечивающую безопасность полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Воробьев В.Г., Глухов В.В.* [и др.]. Диагностирование и прогнозирование технического состояния авиационного оборудования. М.: Транспорт, 1984.
2. *Демидова Н.Ф., Лопатина Л.И.* Электрооборудование самолета Ту-154 и его летная эксплуатация. М.: Машиностроение, 1978.
3. *Писаренко В.Н.* Техническое диагностирование и контроль сложных технических систем самолетов. Самара: СГАУ, 2008.

FAULT DIAGNOSIS SELECTION COMBINED SYSTEM CHECKOUT AERONAUTICAL ENGINEERING

© 2010 V.N. Pisarenko

Samara State Aerospace University

In the article methodology for disadvantage of structure, system, trouble isolation procedure pilot's intervention.

Key words: aircraft, power circuit, electrical power generation system,