

ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ ЦЕЛОСТНОСТЬ И ПРЯМОЙ МЕТОД ОЦЕНКИ УРОВНЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО РЕЗЕРВИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ СОВРЕМЕННОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА

Аэрокосмический институт
Национального авиационного университета

Рассмотрен метод повышения эффективности замкнутой логико-динамической системы путем настройки репрезентативных параметров для обеспечения функциональной целостности и повышения эффективности путем введения в структуру параметрического резервирования

Введение

Любая функционально минимальная структура бортовой системы авионики не удовлетворяет требованиям надежности и нормам ИКАО, вследствие чего в нее вводят различного вида резервирование и поддерживают проектный уровень в эксплуатации. К наиболее эффективным видам резервирования относятся: параметрическое, нагрузочное, структурное, информационное, функциональное, эрратическое и др. [1].

Под резервом [1] понимается совокупность дополнительных средств и (или) возможностей, используемых для резервирования. Качество функционирования бортовых систем определяется степенью выполнения определённой совокупности критериев, т.е. системы в аналитическом плане являются многокритериальными с позиции оптимальных решений.

Авионика нового поколения обладает явлением синергии, выражающемся в приобретении нового свойства отказоустойчивости. Под отказоустойчивостью понимается комплексный показатель надежности функциональной системы (ФС), когда она продолжает функционировать на каком-то уровне качества при единичных отказах аппаратуры и/или программного обеспечения (ПО).

К достоинствам параметрического резервирования относится, прежде всего, то, что его уровень обеспечивается проведением при ТОиР регулировочных или настроенных операций без изменения

структуры ФС, т.е. без разрыва обратных связей и изменения структуры при функционировании.

Сложность заключается в необходимости проведения исследований по определению репрезентативного параметра, т.е. обобщающего свойства ФС параметра (точность), и установления закономерности корреляции параметра настройки (величина люфта, параметры зон срабатывания переключающего устройства).

Качество функционирования ФС определяется назначением, т.е. целевой функцией. Обычно это эффективность как наиболее устоявшийся термин показатель наукоёмкого изделия, под которым понимают количественную меру целесообразности выполнения функции наиболее рациональным способом или вероятность выполнения системой своего назначения в ожидаемых условиях применения.

В качестве частных критериев целевой функции можно выделить две группы:

1. критерии, непосредственно влияющие на эффективность ФС, которые входят в её аналитическое выражение (точность, отказоустойчивость, ресурс и т.д.);

2. критерии, которые косвенно влияют на эффективность ФС, (стоимость, масса, габариты, потребляемая энергия).

Резервирование оказывает непосредственное влияние на указанные критерии.

В ГОСТ 27.002-83 термин – параметрическая избыточность отсутствует. В работе [1] ДСТУ 3589-97 этот термин введен ввиду его значимости для высокоорганизованных структур авионики путем параметрического резервирования или резервирования настройкой и регулировок параметров.

Решение задачи оптимальности настройки состоит в нахождении комбинации параметров, обеспечивающих наибольшую стабильность работы ФС авионики. Строится область безотказной работы (ОБР) соответствующей конфигурации (открытого или разомкнутого типа), предоставляющей функциональную зависимость репрезентативного параметра ФС Y от параметра настройки X ($X_{\min} \leq X_{\text{ном}} \leq X_{\max}$). Уход (деградация) параметра Y от номинального значения $Y_{\text{ном}}$ за допустимые параметры A и β , а также X за пределы $[X_{\min}, X_{\max}]$ служат критерием отказа. Оптимальная точка настройки находится в центре ОБР, т.е. в рабочей точке $P_{\text{Горт}}$, в ФС вводится запас по критическим параметрам. Построение ОБР аналитическим путем возможно только при небольшом числе параметров. Для многопараметрических ФС построение ОБР подобласти оптимальной настройки (ПОН) проводится экспериментально методом граничных и матричных испытаний, когда оптимизируется надежность при действии дестабилизирующих параметров ФС. Однако оптимизация в физическом смысле не имеет практического значения, так как необходимо перенастраивать ФС при её функционировании, что существенно усложняет структуру ФС.

В работах проф. Воробьева В.М. и его последователей [2,3,5,6] подробно освещены вопросы повышения надежности ЛДС авионики линейного и нелинейного типа на этапах жизненного цикла (ЖЦ) <проектирование> <сертификация> <серийное производство> <эксплуатация>. Рассматривается модель в условиях отказоустойчивой авионики нового поколения наращивать свои возможности по

этапам ЖЦ, развивая целевые функции: от математической модели и ориентировочного обоснования «весовых» соотношений сигналов (проектирование) к задачам наполнения сертификационного база; настройке ФС на работоспособные (исправное) техническое состояние в условиях серийного завода и сокращение на 30% эксплуатационных летных затрат; в эксплуатации – периодическое проведение настройки ФС под индивидуально сертифицированное ВС и ФС позволяет оптимизировать ТС и сократить эксплуатационные затраты ТО и Р.

Постановка задачи исследования

Цели определяются задачами повышения эффективности (строение, функционирование, адаптация и развитие) отказоустойчивых СЭС ВС. При этом следует учесть то, что СЭС выполняют критические с позиции безопасности полета функции, для чего необходимо выполнить следующие условия:

- ни один единичный отказ не должен приводить к функциональной неисправности («жертвенность» функции) и создавать потенциальную опасность;
- контроль должен обеспечить полный охват контуров СЭС, чтобы гарантировать обнаружение неисправностей;
- последовательность появления отказов исследуется аналитически для установления возможности необнаружения опасной ситуации как чрезвычайно малой (по крайней мере вероятности её появления на уровне $P_{\text{оц}}(t) \leq 10^{-9}$ 0) 1/час;
- вероятность возникновения полного функционального отказа должна быть чрезвычайно малой.

Под функциональной целостностью отказоустойчивой системы авионики понимается заложенные в структуре возможности выполнения лётно-эксплуатационно-технических характеристик (ЛТХ, ЭТХ), реализуемых аппаратурой, программным обеспечением (ПО)

путём введения в структуру различного вида резервирования (параметрического, структурного, функционального, информационного и т.д.). Функциональная целостность определяет функциональную пригодность при внезапных и постепенных отказах авионики и она может быть выражена зависимостью частных показателей:

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

где C – показатель сложности; S – варианты реконфигурации структуры; Q – качество функционирования (нормы ГОСТ 19705-89, ICAO и т.д.); R – показатель надёжности (отказоустойчивость, живучесть, отказобезопасность).

Показатели качества функционирования Q (точность, колебательность, время прерывания электропитания) и надёжности R в ряде исследований объединяются, и характеризуется общим показателем R . Поэтому этот фактор интеграции не противоречит их разделению, по крайней мере понимаем следующее:

– показатели качества функционирования – это результат инструменталь-

ных измерений (детерминированные строгие методы и модели); сюда относятся поведение ФС СЭС в переходных процессах при «сбросах», «набросах» нагрузок (приёмников), коротких замыканиях, обрывах схемных участков;

– показатели надёжности СЭС – выражают потенциальные свойства и возможности структур и выражаются вероятностными (статистическими) оценками (метод статистического моделирования, метод Монте-Карло; логико-вероятностный метод). Таким образом, эффективность функционирования СЭС, или близкое, конкретное понятие функциональная целостность выражает комплексную оценку (детерминированную и/или вероятностную).

Показатели C, S, Q, R коррелированы по иерархии задач <система> <комплекс> <эргатический комплекс> <ВС>, т.е. «от простого» «к сложному». В заключительной части глобальным критерием безопасности полётов является вероятность благополучного исхода полётов:

$$P_{БИП}(t) = \sum_{\alpha=1}^b P_{СЭС}(t) \sum_{\eta=1}^m P_{ОВВ}(t) \sum_{l=1}^k P_{ЭРГ.К}(t) \sum_{i=1}^j P_{СОБП}(t),$$

где $P_{СЭС}(t)$ – вероятность безотказной работы СЭС (α) и их сочетаний (a, v); $P_{ОВВ}(t)$ – вероятность не попадания комплекса <экипажа> <ВС> <среда> в экстремальные условия эксплуатации; $P_{ЭРГ.К}(t)$ – вероятность того что эргатическая система локализует возникшие ситуации (l, k) на каком-то уровне качества; $P_{СОБП}(t)$ – вероятность того, что система обеспечения безопасности полётов (диспетчер, система посадочных огней и т.д.) выполнит свою функцию на определённом уровне.

Особые полётные ситуации (ОПС), связаны с качеством функционирования СЭС ВС и могут вызвать перераспределение питаемых приёмников энергии, т.е. ФС, которые для каждого ВС распределены по категориям (А, В, С). В условиях

ОПС по классификации ICAO выделены: УУП – усложнение условий полета, СС – сложная ситуация, АС- аварийная и КС – категорическая ситуация.

Функциональная целостность СЭС авионики и установление связи с безопасностью полётов ВС в приближённых расчётах основано на методах анализа канонического уравнения или логико-вероятностного метода.

Безопасность оценивается выражением полной вероятности:

$$P(A_i, t) = \sum_{j=1}^N P(S_j, t) \times P(A_i/S_j),$$

где $P(A_i/S_j)$ – вероятность выполнения функции на i -м уровне; $P(S_j, t)$ – вероятность возникновения S_{20} состояния в СЭС; S_o – состояния при безотказной работе каналов генерирования и уровня сетей;

$S_j (j = \overline{1, n})$ – состояния СЭС при комбинациях отказов; $P (A_i/S_j)$ – условная вероятность выполнения функции на A_i уровне S_j состояния.

$$\prod_{k=1}^n [P_k(t) + q_{ki}(t) + \dots + q_{ki}(t)] = 1,$$

Эффективность защиты (как элемент управления) определяем по формуле полной вероятности:

$$E_s(A) = \sum_{j=1}^m P(S_j)P\left(\frac{A}{S_j}\right),$$

где $P(S_j) (j = \overline{1, m})$ – вероятность возникновения ненормального режима в j – ой зоне при отказе;

$P (A/S_j)$ – условная вероятность нормального функционирования защиты при возникновении ненормального режима в j – ой зоне.

Вероятность возникновения ОПС определяем по выражению полной вероятности:

$$P(S_{опс}) = \sum_{j=1}^n P(S_j)P\left(\frac{S_{опс}}{S_j}\right),$$

где $P (S_{опс})$ – полная вероятность возникновения ОПС по n воздействиям S_j ; $P (S_{опс})$ – вероятность воздействия S_j $P (S_{опс}/S_j)$ – условная вероятности возникновения ОПС S_j .

Влияние рангов функционирования СЭС на безопасность полётов формирует-ся выражение:

$$P_j(S_{опс}) = P(S_j)P\left(\frac{S_{опс}}{S_j}\right),$$

где S_j – состояние СЭС по уровням функционирования.

$$\alpha_1 = \{\bar{\theta}\} \cap \dots \cap \{\bar{\theta}_n\} \cup \dots \cup \{\theta_n \cap \dots \cap \theta_n\},$$

где $\bar{\theta}_i$ – отношения параметра электро-энергии (невыполнение).

Модель неисправностей СЭС не требует сложной структуры для установления взаимосвязи с элементами, таким образом уровень функциональной эффек-

Значение $P (A_i/S_j)$ является функцией: структуры СЭС, аппаратуры защиты и системы распределения энергии.

Вероятность состояний СЭС $P (S_j, t)$ вычисляют на основе канонического уравнения надёжности:

Пути успешного функционирования СЭС

Определение влияния технического состояния СЭС на уровни безопасности полётов ВС связано с оценкой влияния сочетаний отказов и неисправностей ФС (в том числе СЭС) с воздействиями среды (в том числе факторов эксплуатации).

Через матрицы перехода состояния с вероятностями перехода и структурно-логическую модель неисправностей (СЛМН) переходим к изображению графа древовидного типа, отображающего причинно-следственные отношения событий.

Критерий перехода в i –й вид ОПС в виде функции предикат имеет вид:

$$\alpha_i = \left\{ \begin{array}{l} 1, \quad \text{при } S_j = \{S_{опсj}\} \\ 0, \quad \text{при } \{S_j\} = \{S_p US_n\} \end{array} \right\},$$

где S_j текущее состояние СЭС; $S_{опс}$ – исправленные S_u или работоспособные S_p состояния СЭС.

Критерий перехода, выраженный через обобщённый показатель $\alpha_{kz} : \alpha_i = \bigcup_{k=1}^n \alpha_{kz}$, означает переход СЭС в ОПС по ГОСТ 19705-89, т.е.:

тивности определяется параметрически, однако для диагностирования непригоден.

Условия работоспособности СЭС выражается в виде дизъюнкции кратчайших путей успешного функционирования:

$$P(e_1, e_2, \dots, e_n) = \bigcup_{i=1}^m \left| \bigcap_{i \in K_{SZ}} e_i \right|.$$

Или в виде конъюнкции отрицаний минимальных сечений отказов:

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

В оценке качества функционирования ЛДС авионики наиболее эффективен (с позиции достоверности результатов) прямой метод, учитывающий качество поведения ЛДС в переходных режимах. Известны другие методы, к которым можно отнести: косвенные (корневые, частотные) и интегральные.

К их недостаткам можно отнести:

- качественный характер оценки и ограниченность порядка дифференциальных уравнений;
- необходимость разрыва обратной связи, что недопустимо для реальных ФС;
- одному и тому же значению интегральных оценок могут соответствовать разные формы перехода процессов;
- трудноуязвимость результатов с нормативно-технической документацией;
- оптимальным переходным процессом при интегральных оценках является идеальный, что в реализации нецелесообразно или ограничено нормами безопасности полётов.

Прямой метод оценки качества функционирования ЛДС СЭС авионики сводится к следующему алгоритму решения.

1. Для замкнутой ЛДС «генератор – регулятор (САРН, САРЧ) – среда (возмущение, управление)» строится аналитически или экспериментально переходный процесс (обычно для типового возмущения «скачок»).

2. Сложная кривая переходного процесса аппроксимируется рядом частных показателей (ЧПК) (время первого достижения нового установившегося состояния t_p , перерегулирования σ , ошибка в установившемся процессе Σ , частота колебаний ω и т.д.).

3. Для каждого ЧПК устанавливаются оптимальные и граничные значения и «трубка допусков». Для оптимальных значений критерий $K_i = 1$, для граничных $K_i = 0$.

$$K_i = 1 - \frac{|\Pi_i - \Pi_i^{opt}|}{\Pi_i^{max} - \Pi_i^{opt}}$$

4. Нормализация показателей K_i имеет целью освобождение от физической окраски и приведение к единой количественной шкале $K_i = \{0,1\}$.

5. Оценка качества ЛДС СЭС осуществляется по выражениям:

$$\text{ОПК} = [K_1, K_2, \dots, K_n] \text{ для } K_1 \geq K_2 \geq \dots \geq K_n \geq 0;$$

$$\text{ОПК} = -1; \text{ для } K_1 < 0 \cup K_2 < 0, \dots \cup K_n < 0.$$

Переходные процессы в СЭС при «сбросах», «набросах» нагрузок представлены на рис. 1, а сформированная об-

ласть ОПК в координатах ОПК, время t , время настройки системы защиты T – на рис. 2.

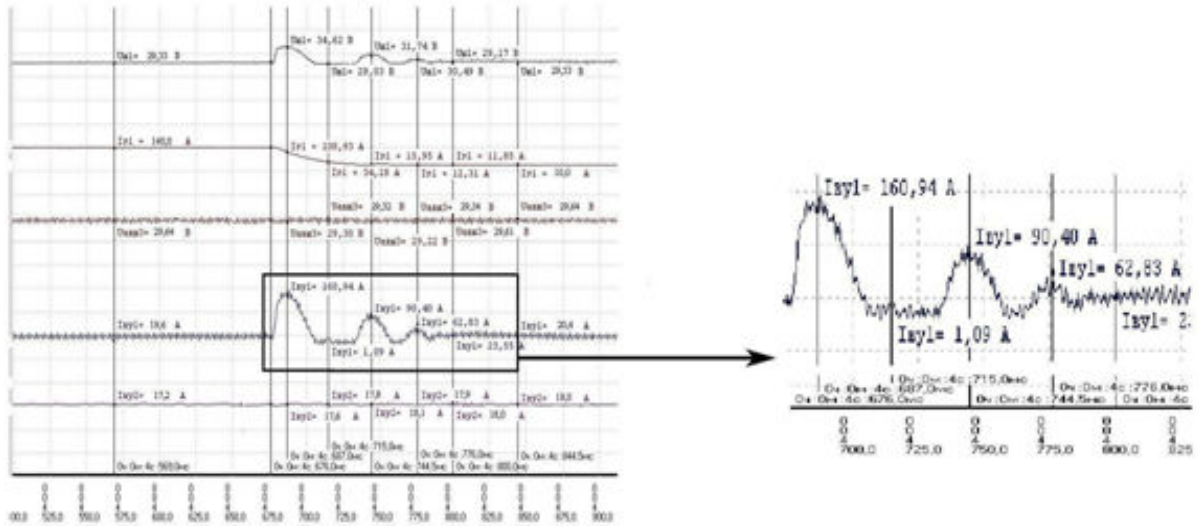


Рис. 1. «Сброс» нагрузки 150% мощности канала генератора №1 самолета Ан-148

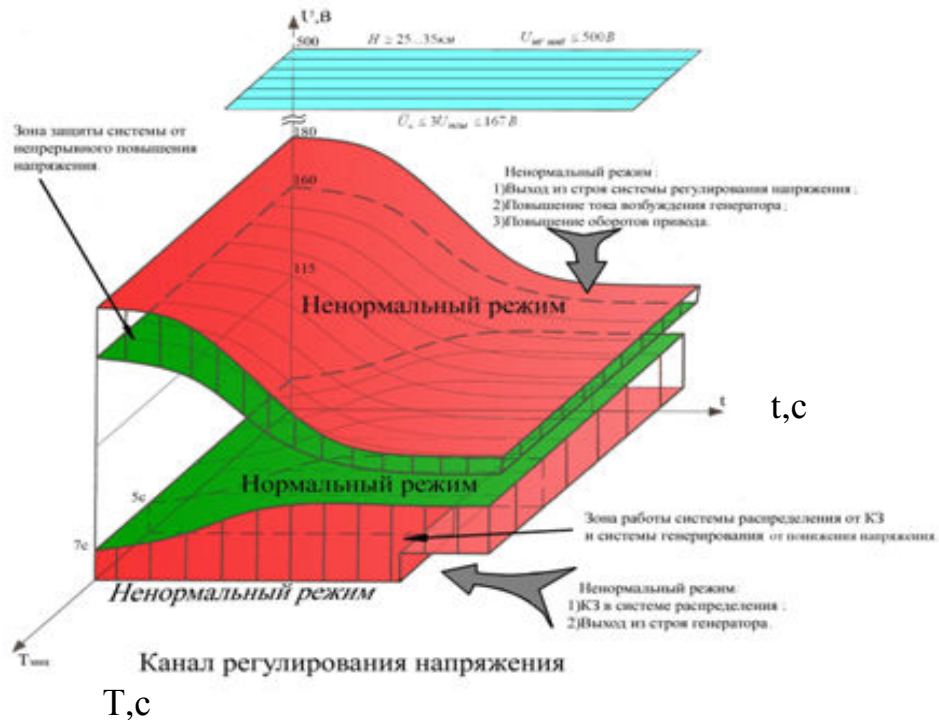


Рис. 2. Канал регулирования напряжения с учетом области ОПК (трубка допусков для нормального и ненормального режимов работы), времени t , времени настройки системы защиты T и характеристик причин возможных отказных ситуаций при повышении и понижении напряжения согласно нормативно-технической документации

Физический смысл ОПК следующий:

1. Если ЧПК (K_i) принимают оптимальные значения, т.е. $K_i = 1$, то $ОПК = 1$, что означает исправное состояние ЛДС СЭС.

2. При ЧПК $0 < ОПК = 1 < 1 -$ ЛДС СЭС выполняет переходный процесс на каком-то уровне качества, т.е. находится в работоспособном состоянии.

3. Если хотя бы один из ЧПК не выполняется, то его значение $K_i = 0$, что равносильно формированию отказа.

Проведенный анализ переходных процессов в СЭС переменного тока показывает, что экспериментальные процессы гораздо информативнее расчётных, ввиду трудностей создания адекватной модели реальной СЭС с регулятором.

Выводы

1. Функциональная целостность СЭС ВС – важнейший показатель ЛДС авионики, показывающий уровень технического совершенства в выполнении ЛТХ, ЭТХ и НЛГ.

2. Функциональная целостность ЛДС авионики высокой степени ответственности не должна нарушаться ухудшением выходных эффектов, но реализовать такие требования нецелесообразно.

3. Функциональная целостность ЛДС авионики высокой степени готовности допускает деградацию функции (ухудшения ЛТХ, ЭТХ), т.е. переходит в работоспособное техническое состояние, но обеспечивает приемлемые уровни функционирования при рациональных затратах.

4. Формирование обобщенного показателя качества СЭС осуществляется по методике, разработанной в работах кафедры НАУ [1, 2, 3, 5, 6], но требует индивидуального учёта особенностей функционирования СЭС, а именно многорежимности (нормальный, частично нормальный, ненормальный, аварийный).

5. Математическая модель ЛДС «СЭС – регулятор- среда» интегральные оценки качества не дают удовлетворительных достоверных результатов, ввиду высокой сложности описания процессов регулирования напряжения и частоты при влиянии нагрузки, широкого диапазона частоты вращения ГТД. ВС.

6. Использование экспериментальных переходных процессов СЭС позволяет однозначно инструментально оценить пригодность параметров электроэнергии СЭС требованиям ГОСТ 19705-89 (СНГ), международным нормам ISO

1540.3 (Европа), ARINC 403A DO-403A-160 (Северная Америка).

Список литературы

1. ДСТУ 3589-97. Системи та комплекси авіаційного обладнання. Надійність та експлуатація. Терміни та визначення. К.: Держстандарті України, 998. – 28 с.

2. Воробьев В.М., Вуйцик В. Метод полу натурального моделирования при идентификации технического состояния систем автоматического управления в условиях авиапредприятий. //Адаптивные системы технической эксплуатации авиационного оборудования. Сб. науч. т. – К.: КИИГА, 1989. – С. 88–95.

3. Воробьев В.М., Вуйцик В. Идентификация динамических характеристик систем автоматического управления полётом в условиях серийного авиазавода // Комплексная автоматизация промышленности. Сб. науч. тр. Международной НТК. – Вроцлав: ВПИ, 1989. –С. 309–313.

4. Надёжность техники. Термины и определения. ГОСТ 27002 – 83. М.: Гост-стандарт, – 1983. – 30 с.

5. Воробьев В.М., Красношапка Д.М. Енчев С.В. Модель функціонування логіко-динамічної системи управління авіадвигунами. Зб. наук. праць НАОУ, м. К.: №62 інв. 41378, 2005. – С. 248–257.

6. Воробьев В.М., Енчев С.В., Ищенко И.М., Захарченко В.А. Обоснованные степени отказоустойчивости энергосистем воздушных судов в задачах повышения безопасности полётов. К.: НАУ, Зб. наук. праць «Проблеми інформатизації та управління». Вип. 13, 2005. – С. 26–34.

7. Воробьев В.М., Ильенко С.С., Попова Л.В., Синченко Я. И. Обеспечение безопасности и эксплуатационной надёжности систем генерирования электроэнергии. // Матер. докладов МНТК «Интеллектуальные системы принятия решений и проблемы вычислительного интеллекта, т. 2. Евпаторія, Україна, 2009. – С. 506–509.

Подано до редакції 24.09.2010