

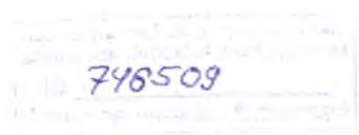
ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П.КОРОЛЁВА»

С.В. Мрыкин

ПОСЛЕДСТВИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ОТКАЗОВ САМОЛЁТНЫХ СИСТЕМ

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*



Самара
Издательство СГАУ
2009

УДК СГАУ: 629.7.015(075)
ББК 68.53
М 889

Рецензенты: канд. тех. наук, доцент К.А. Нападов;
начальник отдела надёжности СНТК
им. Н. Д. Кузнецова, В.В. Дуних

Мрыкин С. В.

М 889 Последствия функциональных отказов самолётных систем:
учеб. пособие / *С.В. Мрыкин*. – Самара: Изд-во Самар. гос.
аэрокосм. ун-та, 2009. – 49 с.

ISBN 978-5-7883-0694-0

Изложены признаки классификации самолётных систем по последствиям отказа, перечень и признаки особых ситуаций, возникающих вследствие функциональных отказов систем в соответствии с АП-25 [1]. Приведён перечень типовых функциональных отказов и примеры классификации особых ситуаций.

Пособие рекомендуется для студентов очной формы обучения по специальности 160201 при изучении дисциплины «Надёжность и эксплуатация самолётов», при выполнении работы по оценке надёжности самолётных систем и анализе последствий их отказов. Может быть полезно студентам очно-заочной и заочной форм обучения по специальности 160201, а также студентам всех форм обучения по специальности 160901.

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

УДК СГАУ: 629.7.015(075)
ББК 68.53

ISBN 978-5-7883-0694-0

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2009

Оглавление

Введение	4
1. Состав функциональных систем самолёта	5
2. Классификация отказов и неисправностей	7
3. Последствия функциональных отказов	9
3.1. Особые ситуации	10
3.2. Категории случайных событий	11
3.3. Численные значения вероятностей	12
4. Классификация функциональных систем по последствиям отказов	13
5. Типовые функциональные отказы	15
5.1. Планер	16
5.2. Силовая установка	17
5.3. Гидро– и пневмосистемы	18
5.4. Взлётно-посадочные устройства	18
5.5. Система управления	20
5.6. Система электроснабжения	22
5.7. Радиоэлектронное оборудование	23
5.8. Система кондиционирования и жизнеобеспечения	23
6. Физическая природа отказов	26
6.1. Типовые повреждения	26
6.2. Причины и последствия типовых повреждений	27
7. Примеры классификации	30
7.1. Отказы силовой установки	31
7.2. Экстренное снижение	32
7.3. Отказы в системе управления	32
7.4. Отказы в гидросистеме	39
7.5. Отказы рулевых агрегатов	42
Глоссарий	45
Библиографический список	49

Введение

Цель данного пособия – ознакомить студентов с проблемами, возникающими при оценке последствий функциональных отказов самолётных систем и показать некоторые способы решения этих проблем на примерах.

Теоретической основой методов анализа последствий функциональных отказов самолётных систем являются понятия особой ситуации, эксплуатационных и предельных ограничений. Перечень и признаки особых ситуаций приведены в нормативном документе АП-25 [1]. Функциональный отказ, как правило, приводит к появлению дополнительных ограничений режимов полёта. Классификация особой ситуации выполняется путём сопоставления дополнительных ограничений с эксплуатационными и предельными ограничениями.

Углублённо анализ последствий отказов включает в себя:

- анализ влияния отказов отдельных элементов системы на её исправность и работоспособность;
- определение дополнительных ограничений режимов полёта, обусловленных полным или частичным отказом системы;
- классификацию особой ситуации.

Функции и конструкция систем и их отдельных элементов изучаются в дисциплине «Системы оборудования самолётов».

Теоретические методы определения предельных ограничений изучаются в дисциплинах: аэродинамика (поляры, полётные, маневренные и взлётно-посадочные характеристики); динамика полёта (траектория, дальность и продолжительность полёта, траектории взлёта и посадки, характеристики устойчивости и управляемости, допустимые центровки); расчёт самолёта на прочность (ограничения по скоростному напору).

Теоретические и экспериментальные методы анализа последствий функциональных отказов систем основаны на опыте испытаний и эксплуатации систем и самолётов-лидеров. По результатам лётных испытаний уточняются предельные и устанавливаются эксплуатационные ограничения, которые фиксируются в технической и эксплуатационной документации на самолёт.

1. Состав функциональных систем самолёта

Нормативный уровень надёжности самолёта закладывается при проектировании, исходя из требований АП-25 [1]. Для удобства проектирования и анализа, самолёт разделяется на следующие основные функциональные группы (системы):

1. Планер.
2. Силовая установка.
3. Гидро– и пневмосистемы.
4. Взлётно-посадочные устройства.
5. Система управления.
6. Пилотажно-навигационное оборудование.
7. Система электроснабжения.
8. Радиоэлектронное оборудование.
9. Система кондиционирования и жизнеобеспечения.
10. Погрузочно-разгрузочное, пассажирское и специальное оборудование.

Приведённое разделение, впрочем, как и любое другое, не строгое, но общепринятое [2, 9].

Обычно, разделение на группы выполняется таким образом, чтобы группы не зависели друг от друга. Это существенно облегчает проектирование и анализ. Однако в современных компоновках самолёта отдельные системы и/или элементы систем входят в состав нескольких групп.

Например: топливная система, воздухозаборники и реактивные сопла в равной мере принадлежат группам 1 и 2; противообледенительная система включается в состав групп 1 (остекление кабины экипажа, передние кромки крыла и оперения), 2 (направляющие аппараты воздухозаборников, винты), 4 (предкрылки) и 6 (приёмники воздушного давления); приводы гидросистем и электродвигатели включаются в состав групп 3, 4, 5, 7, 9 и 10; гидро– и пневмосистемы получают энергию от групп 2 и 7, и в свою очередь обеспечивают питанием отдельные элементы групп 2, 4, 5, 7, 9

и 10; система электроснабжения получает энергию от групп 2 и 3, и обеспечивает питанием группы 2-10; отдельные элементы групп 9 (панельные системы обогрева), 8 (антенны) и 10 (грузовые люки, рампы) входят в группу 1.

Полный перечень связей можно составить только для конкретного самолёта.

Исходными данными для проведения анализа связей служат:

- назначение самолёта, аэродинамическая схема, возможные конфигурации, типовой профиль полёта, основные параметры, характеристики и функциональные системы;
- принципиальные схемы и описания работы функциональных систем;
- назначение систем, раскрываемое в перечне функций, выполняемых каждой системой;
- перечень функциональных отказов по каждой системе;
- инженерный анализ отказов отдельных элементов систем с указанием вида и причины отказа (физическая природа отказа).
- статистика отказов элементов функциональных систем.

Принадлежность системы или отдельного элемента системы нескольким группам означает, что между этими группами (системами или элементами, входящими в группы) существует связь. Связь может быть односторонней (только от источника к потребителю), двусторонней (потребитель влияет на работу источника) и опосредованной (потребитель влияет на работу источника через другую систему).

При анализе взаимосвязи различных функциональных систем необходимо:

1. Сопределить виды энергии, потребляемой каждой функциональной системой и связь потребителей энергии с источниками этой энергии.
2. Определить информационные связи между отдельными системами, т. е. выявить все сигналы, которые вырабатываются в одних функциональных системах и используются в других.

3. Определить неблагоприятные условия, которые возникнут при отказе одних функциональных систем и их влияние на работу других систем (выход температуры, давления за допустимые пределы, появление вибраций, обледенение, отсутствие подачи нейтрального газа в баки-кессоны при посадке с убраннным шасси, отказ перекрывного крана подачи топлива при пожаре в двигателе, утечки топлива, масла или жидкости из гидросистемы и т. п.)

Наличие связей значительно усложняет анализ работы систем, входящих в несколько групп, и требует хорошего знания дисциплин «Конструкция самолётов» и «Системы оборудования самолётов».

2. Классификация отказов и неисправностей

В теории надёжности [2, разд. 2.3] применяется множество признаков классификации отказов и неисправностей: по характеру проявления, по моменту фиксации, по последствиям, по причинам, по способу устранения.

Множественность признаков классификации обусловлена рядом причин, наиболее важными из которых являются:

- повышение надёжности изделий авиационной техники;
- установление юридической ответственности сторон, участвующих в жизненном цикле самолёта.

Укрупнённо жизненный цикл самолёта можно представить в виде следующих этапов: проектирование и изготовление опытных экземпляров, испытания, сертификация, серийное производство, эксплуатация и утилизация. Ряд признаков классификации соотносится с этапами жизненного цикла самолёта.

По характеру проявления отказы как случайные события могут быть: зависимыми и независимыми, совместными и несовместными, постепенными и внезапными.¹

¹ Постепенные и внезапные отказы см. в Глоссарии.

Независимыми считаются события, вероятности появления которых не зависят друг от друга. Например, если отказ одного элемента системы вызван отказом другого элемента, то такой отказ будет зависимым событием (отказ привода постоянных оборотов приводит к отключению электрического генератора).

Совместными считаются события, которые могут произойти, а могут и не произойти, одновременно в процессе работы. Например, «заедание» в двух (или более) шарнирных соединениях проводки системы управления – это совместные события. Если события не могут произойти одновременно, то они считаются несовместными. Например, событие «работа насоса» и событие «отказ насоса» несовместные, если речь идет об одном и том же насосе.

По моменту фиксации различают следующие отказы и неисправности: на Земле – при обслуживании самолёта; на взлёте (до скорости принятия решения, до отрыва передней опоры, до отрыва самолёта, до набора безопасной высоты, до окончания уборки шасси, до начала уборки механизации, до принятия полётной конфигурации, в процессе набора высоты); в полёте – при выполнении полётного задания (рейс, перегонка, выполнение учебного или боевого приказа); на посадке (в процессе снижения, на высоте круга в полётной конфигурации, на высоте круга с выпущенным шасси, на высоте круга в посадочной конфигурации, на глиссаде, на воздушном участке над взлётно-посадочной полосой, на пробеге после приземления); при заводских испытаниях самолёта

По последствиям различают следующие отказы и неисправности: без последствий; неготовность самолёта к полёту; вызвавшие особую ситуацию. В литературе [2, 8] встречаются и другие последствия. Например, прерванный взлёт и вынужденная посадка, предпосылка к лётному происшествию и лётное происшествие, опасное сближение.

По причинам различают следующие отказы и неисправности: конструктивные и производственные недостатки (дефекты); ошибки; внешние воздействия.

По способу устранения различают следующие отказы и неисправно-

сти: устраняемые при оперативном техническом обслуживании; устраняемые при периодическом техническом обслуживании; устраняемые при ремонте.

В следующем разделе учебного пособия рассматриваются особые ситуации и некоторые причины их возникновения.

3. Последствия функциональных отказов

Отказы функциональных систем приводят к возникновению особых ситуаций, перечень и признаки которых определены в АП-25 [1, разд. А-0]. Особые ситуации определяются при ожидаемых условиях эксплуатации, к которым относятся:

1. Параметры состояния и факторы воздействия на самолёт внешней среды.
2. Эксплуатационные факторы.
3. Режимы полёта.

Параметры состояния и факторы воздействия на самолёт внешней среды: барометрическое давление, плотность, температура и влажность воздуха, направление и скорость ветра, горизонтальные и вертикальные порывы воздуха и их градиенты, воздействие атмосферного электричества, обледенение, град, снег, дождь, птицы и т.п.

Эксплуатационные факторы: состав экипажа; класс и категория аэродрома; параметры и состояние взлётно-посадочной полосы; назначение самолёта и особенности его применения; возможные конфигурации самолёта в зависимости от эталов и режимов полёта; вес и центровка для всех предусмотренных конфигураций самолёта; режим работы двигателей и продолжительность работы на определённых режимах; характеристики воздушных трасс, линий и маршрутов; состав и характеристики наземных радиотехнических средств обеспечения полёта и посадки; минимум погоды при взлёте и посадке; применяемые топлива, масла, присадки и другие расходуемые технические жидкости и газы; периодичность и виды технического обслу-

живания и ремонта; назначенный ресурс и сроки службы функциональных систем и всего самолёта в целом.

Режимы (параметры) полёта: высоты; горизонтальные и вертикальные скорости; перегрузки; углы атаки, скольжения, курса, крена и тангажа; предельные и эксплуатационные ограничения этих параметров в зависимости от конфигурации самолёта.

Отметим, что особые ситуации возникают не только из-за отказов, но также вследствие ошибок и внешних воздействий. Под внешними воздействиями понимается сочетание как параметров и факторов внешней среды, так и ряд эксплуатационных факторов.

3.1. Особые ситуации

Усложнение условий полёта выражается в незначительном ухудшении лётных характеристик, характеристик устойчивости и управляемости, прочности и работы систем, или незначительном увеличении рабочей нагрузки на экипаж (например, изменении плана полёта).

Сложная ситуация характеризуется заметным ухудшением характеристик, выходом одного или нескольких параметров за эксплуатационные ограничения, но без достижения предельных ограничений, или снижением способности экипажа справляться с неблагоприятными условиями как из-за увеличения рабочей нагрузки, так и из-за условий, понижающих эффективность действий экипажа.

Аварийная ситуация характеризуется значительным ухудшением характеристик, достижением или превышением предельных ограничений, или такой рабочей нагрузкой экипажа, при которой нельзя полагаться на то, что экипаж выполнит свои задачи точно и полностью.

Катастрофическая ситуация — это такая особая ситуация, при которой предотвратить гибель людей оказывается практически невозможным.

В литературе [2, 9] встречаются ссылки на ситуацию, которая определяется как *невыполнение полётного задания*. Эта ситуация характеризует исход полёта летательного аппарата, относящегося к государственной авиа-

авиации.² В состав государственной авиации входит большое число разных типов летательных аппаратов, ряд которых формально не подпадает под действие АП-25, например: истребители, вертолёты, разведывательные и боевые беспилотные летательные аппараты («дроны») и т.д. В данном пособии предполагается, что определения особых ситуаций по АП-25 применимы к любым летательным аппаратам, вне зависимости от их

Чтобы установить соответствие между особыми ситуациями по АП-25 и невыполнением полётного задания, будем считать что:

- при выполнении учебных задач невыполнение полётного задания является аналогом по рабочей нагрузке на экипаж усложнения условий полёта или сложной ситуации, в зависимости от приказа, конкретных условий полёта и противодействия со стороны условного противника;
- при выполнении боевых задач невыполнение полётного задания является аналогом по рабочей нагрузке на экипаж сложной, аварийной или даже катастрофической ситуации, в зависимости от приказа, конкретных условий полёта и противодействия со стороны реального противника.

3.2. Категории случайных событий

Функциональные отказы, а значит и их последствия, при определённых допущениях являются случайными событиями [2]. В АП-25 [1] вводится классификация случайных событий по признаку частоты возникновения.

Вероятные случайные события. Могут произойти один или несколько раз в течение срока службы каждого самолёта данного типа. Вероятные случайные события подразделяются на частые и умеренно вероятные.

² Согласно [5] к государственной авиации относится военная авиация, авиация МЧС и др.

Маловероятные случайные события. Вряд ли произойдут на каждом самолёте в течение его срока службы, но могут возникнуть несколько раз, если рассматривать большое количество самолётов данного типа.

Редкие случайные события (невероятные) подразделяются на две категории: крайне маловероятные и практически невероятные.

Крайне маловероятные случайные события. Вряд ли возникнут за весь срок эксплуатации всех самолётов данного типа, но должны быть учтены как возможные.

Практически невероятные случайные события, т.е. нет необходимости считать возможным их возникновение.

3.3. Численные значения вероятностей

Требованиями АП-25 [1] устанавливается, что самолёт должен быть спроектирован и построен таким образом, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации при действиях экипажа в соответствии с Руководством по лётной эксплуатации:

1. Любой функциональный отказ одной системы, приводящий к усложнению условий полёта, оценивался как событие умеренно вероятное:

$$10^{-5} < Q < 10^{-3},$$

где Q – вероятность функционального отказа. Крайне нежелательно, но допустимо, оценивать функциональный отказ одной системы, приводящий к усложнению условий полёта, как событие частое: $Q \leq 10^{-3}$. В данном пособии рекомендуется принимать $Q \approx 10^{-5}$.

2. Любой функциональный отказ одной системы, приводящий к возникновению сложной ситуации, оценивался как событие маловероятное:

$$10^{-7} < Q \leq 10^{-5},$$

В данном пособии для невыполнения полётного задания рекомендуется принимать $Q \approx 10^{-6}$, для сложной ситуации $Q \approx 10^{-7}$.

3. Любой функциональный отказ одной системы, приводящий к возникновению аварийной ситуации, оценивался как событие крайне маловероятное:

$$10^{-9} < Q \leq 10^{-7}.$$

В данном пособии рекомендуется принимать $Q \approx 10^{-8}$.

4. Любой функциональный отказ одной системы, приводящий к возникновению катастрофической ситуации, оценивался как событие практически невероятное:

$$Q \leq 10^{-9}.$$

4. Классификация функциональных систем по последствиям отказов

Последствием отказа является изменение состояния функциональной системы (исправное или неисправное, работоспособное или неработоспособное). Как правило, в применении к функциональным системам, речь идёт о частичном отказе, т.е. либо уменьшается количество функций, поддерживаемых системой, либо выполнение функции обременяется дополнительными ограничениями по режимам полёта.

Дополнительные ограничения, которые появляются вследствие отказов функциональной системы, должны быть соотнесены с рекомендуемыми режимами полёта, эксплуатационными и предельными ограничениями, а также с изменением нагрузки на экипаж. На основании этого сопоставления оценивается опасность отказа и выносится заключение о возникновении той или иной особой ситуации.

В [9, табл. 7.1] приведены примеры классификации потребителей гидросистем по последствиям их отказа для самолёта. Согласно этой классификации функциональные системы (подсистемы) и элементы систем разбиваются на три группы.

К *первой группе* относятся системы и элементы систем, отказ которых приводит к возникновению катастрофической ситуации. В эту группу входят:

- Гидроусилители системы управления полётом (рулевые приводы) в каналах тангажа, крена и курса.

- Рулевые машины системы автоматического управления (рулевые агрегаты), работающие на взлёте и посадке.

- Вспомогательные гидроусилители в системе управления полётом.

- Противообледенительная система.

- Противопожарная система.

Ко *второй группе* относятся системы и элементы систем, отказ которых приводит к возникновению аварийной ситуации. В эту группу входят:

- Шасси и подсистема, обеспечивающая выпуск.

- Тормоза колёс и подсистема, обеспечивающая их работу.

- Изменение угла стреловидности крыла и подсистема, обеспечивающая установку минимального угла.

- Механизация крыла (предкрылки, закрылки) и подсистема, обеспечивающая их выпуск в посадочное положение.

- Элементы механизации воздухозаборника и подсистема, обеспечивающая установку центрального тела в исходное положение.

- Створки отсеков вооружения и подсистема, обеспечивающая их открытие.

- Двери основных и аварийных выходов, створки (люки) багажных отсеков и подсистемы, обеспечивающие их открытие.

- Система стопорения рулевых поверхностей на стоянке.

- Система контроля питания и работоспособности авиагоризонтов.

К *третьей группе* относятся системы и элементы систем, отказ которых приводит к невыполнению полётного задания (усложнению условий полёта или сложной ситуации). В эту группу входят:

- Интерцепторы и подсистема, обеспечивающая их срабатывание при посадке.

- Управление поворотом передней опоры и подсистема, обеспечивающая поворот.

- Антенна радиолокатора.

- Люк фотоустановки.

- Привод электрического генератора.
- Система реверсирования тяги двигателя или выпуска тормозного парашюта.

- Привод топливного насоса.
- Выдвижение топливоприёмника.
- Впрыск воды в двигатели на взлёте.
- Загрузка ручки и педалей.
- Торможение колёс при уборке.

Для конкретного самолёта могут быть отступления от приведённой классификации, которые должны быть обоснованы исходя из особенностей его назначения, условий применения и конструкции. Результаты классификации функциональных систем по последствиям отказов фиксируются в Перечне минимального исправного оборудования в Руководстве по лётной эксплуатации.

5. Типовые функциональные отказы

Представление результатов анализа функциональных отказов зависит от целей анализа, которые в сжатой форме раскрываются «правилом надёжности» [8, разд. 6.1]: надёжность закладывается при проектировании, доказывается при сертификации, обеспечивается в производстве и реализуется в эксплуатации.

В эксплуатационно-технической документации должны быть описаны те функциональные отказы, которые не удалось перевести в категорию практически невероятных при проектировании и производстве.

Руководство по технической эксплуатации составляется разработчиком основного изделия (самолёта) и разработчиками комплектующих готовых изделий (систем и элементов систем). Этот документ включает в себя техническое описание, процедуры отыскания и устранения отказов и неисправностей, технологические карты выполнения регламентных работ и т.п.

В настоящее время порядок изложения материала в Руководстве по

технической эксплуатации изменён [8, разд. 39.4]. Ранее изложение материала формировалось по службам авиационно-технической базы эксплуатирующей организации: механика, гидравлика, пневматика, электрика, электроника и т.д. Теперь изложение материала формируется по принципу функциональной (временной) последовательности работы системы, т.е. материал излагается в той последовательности, в которой системы или элементы систем включаются в работу.

Руководство по лётной эксплуатации составляется разработчиком воздушного судна и утверждается специально уполномоченными органами [5]. Этот документ включает в себя основные лётно-технические данные самолёта, ограничения, указания по действиям экипажа в нормальном полёте и при возникновении отказов и др.

Сложность проблемы прогнозирования функциональных отказов на этапе проектирования и производства можно несколько смягчить, если учесть, что системы и выполняемые ими функции одинаковы (или очень похожи) на разных самолётах. Тогда можно составить *типовой* перечень функциональных отказов [8, разд. 4.3]. Этот перечень позволяет уменьшить влияние субъективных оценок разработчиков и аналитиков функциональных систем.

Типовой перечень преобразуется в перечень функциональных отказов систем конкретного самолёта добавлением или исключением функций, отражающих специфику самолёта, что позволяет значительно сократить срок анализа функциональных отказов.

5.1. Планер

Противообледенительная система предназначена для предотвращения образования льда и его удаления с различных частей самолёта.

Функциональные отказы:

- невключение или невыключение системы;
- неэффективная работа системы вследствие уменьшения располагаемой мощности.

5.2. Силовая установка

Топливная система предназначена для выполнения следующих функций:

1. Подача топлива в двигатель.

Функциональный отказ: отсутствие подачи топлива в двигатель.

2. Хранение топлива.

Функциональный отказ: нарушение герметичности топливных баков.

3. Перекачка топлива в предрасходные и расходные баки, междубаковая перекачка.

Функциональный отказ: нарушение порядка выработки топлива из баков.

4. Слив топлива в полёте и на Земле.

Функциональные отказы:

- отсутствие слива;
- самопроизвольный слив.

5. Заправка заданного количества топлива.

Функциональный отказ: несоответствие количества заправленного топлива требуемому.

Система управления реверсом тяги двигателей предназначена для сокращения дистанции пробега после посадки.

Функциональные отказы:

- отсутствие реверсирования тяги двигателей;
- несимметричное реверсирование тяги двигателей.

Система управления сверхзвуковым воздухозаборником предназначена для выполнения следующих функций:

- обеспечение устойчивой работы двигателя на всех режимах полёта;
- сжатие поступающего воздуха и преобразование кинетической энергии набегающего потока в давление;
- защита двигателя от попадания в него посторонних предметов.

Функциональные отказы:

- неравномерное поле давлений на входе в компрессор;
- недостаточное количество воздуха для устойчивого горения факела в камере сгорания;
- чрезмерное увеличение c_x самолёта.

5.3. Гидро– и пневмосистемы

Гидросистема (пневмосистема) предназначена для подачи необходимого количества жидкости (газа) под заданным давлением потребителям гидравлической (пневматической) энергии.

Функциональные отказы:

- разгерметизация системы;
- уменьшение располагаемой мощности вследствие уменьшения подачи насосов или давления нагнетания.

5.4. Взлётно-посадочные устройства

Система управления закрылками предназначена для увеличения c_y на взлёте и посадке.

Функциональные отказы:

- невыпуск или неуборка закрылков;
- самопроизвольный выпуск или уборка закрылков;
- несинхронный выпуск или уборка закрылков.

Система управления предкрылками предназначена для увеличения c_y и критического угла атаки на взлёте и посадке.

Функциональные отказы:

- невыпуск или неуборка предкрылков;
- самопроизвольный выпуск или уборка предкрылков;
- несинхронный выпуск или уборка предкрылков.

Опоры самолёта предназначены для выполнения следующих функций:

1. Передвижение самолёта по аэродрому (бетон, грунт, снег, вода).

Функциональный отказ: разрушение опорных элементов (пневматиков, лыж, поплавков).

2. Амортизация ударных нагрузок при посадке, пробеге, разбеге и рулении.

Функциональный отказ: отсутствие или ухудшение амортизации.

Система уборки и выпуска шасси предназначена для выполнения следующих функций:

1. Выпуск и уборка шасси.

Функциональные отказы:

- невыпуск или неуборка одной или нескольких опор шасси;
- самопроизвольная уборка шасси на Земле;
- самопроизвольный выпуск шасси.

2. Открытие и закрытие створок ниш шасси.

Функциональные отказы:

- незакрытие створок ниш шасси при уборке;
- самопроизвольное открытие створок ниш шасси.

Система торможения колёс предназначена для выполнения следующих функций:

- торможение колёс при пробеге и рулении;
- раздельное торможение колёс при разворотах на Земле;
- торможение вращающихся колёс перед уборкой шасси.

Для перечисленных функций возможны следующие функциональные отказы:

- несинхронность торможения колёс;
- уменьшение располагаемого тормозного момента;
- самопроизвольное затормаживание колёс;
- неработоспособность автомата торможения;
- перегрев деталей тормозов колёс.

Рулёжно-демпфирующее устройство предназначено для выполнения следующих функций:

1. Управление самолётом при движении по Земле.

Функциональные отказы:

- отказ рулёжного устройства;
- самопроизвольное отклонение передней опоры от нейтрального положения;

- заклинивание передней опоры в отклонённом положении.

2. Демпфирование колебаний шимми.

Функциональный отказ: отсутствие демпфирования колебаний.

5.5. Система управления

Система управления элеронами предназначена для обеспечения необходимой эффективности поперечного управления.

Функциональные отказы:

- увеличение эффективности управления по крену;
- уменьшение эффективности управления по крену;
- самопроизвольное движение одного или обоих элеронов;
- изменение управляющих усилий;
- возникновение колебаний одного или обоих элеронов.

Система управления рулём высоты предназначена для обеспечения необходимой эффективности продольного управления.

Функциональные отказы:

- увеличение эффективности управления по тангажу;
- уменьшение эффективности управления по тангажу;
- самопроизвольное движение части или всего руля высоты;
- изменение управляющих усилий;
- возникновение колебаний части или всего руля высоты.

Система управления стабилизатором предназначена для обеспечения продольной балансировки самолёта.

Функциональные отказы:

- уменьшение скорости перемещения стабилизатора;
- заклинивание стабилизатора;
- самопроизвольное перемещение стабилизатора.

Система управления рулём направления предназначена для обеспечения необходимой эффективности путевого управления.

Функциональные отказы:

- уменьшение эффективности управления в канале курса;
- увеличение эффективности управления в канале курса;
- самопроизвольное перемещение части или всего руля направления;
- изменение управляющих усилий;
- возникновение колебаний части или всего руля направления.

Система управления интерцепторами предназначена для повышения эффективности поперечного управления.

Функциональный отказ: уменьшение эффективности поперечного управления.

Система управления гасителями подъёмной силы предназначена для уменьшения c_y при пробеге или при резком снижении.

Функциональные отказы:

- невыпуск или неуборка гасителей;
- самопроизвольный выпуск или уборка гасителей;
- несинхронный выпуск или уборка гасителей.

Система автоматического управления самолётом предназначена для выполнения следующих функций:

1. Стабилизация самолёта по крену, тангажу и рысканию.

Функциональные отказы:

- отсутствие стабилизации;
- ложные управляющие сигналы.

2. Демпфирование колебаний по крену, тангажу и рысканию.

Функциональные отказы:

- отсутствие демпфирования;

- увеличение амплитуды колебаний («раскачка»).

3. Управление движением самолёта по высоте и направлению.

Функциональные отказы:

- отсутствие управляющих сигналов изменения высоты и направления полёта;

- выдача ложных сигналов.

4. Управление скоростью полёта.

Функциональные отказы:

- отсутствие сигналов управления скоростью полёта;
- несоответствие скоростных режимов заданному вследствие ложных сигналов.

5. Управление тягой.

Функциональный отказ: отсутствие автоматического управления тягой двигателей.

6. Балансировка самолёта.

Функциональный отказ: нарушение балансировки.

5.6. Система электроснабжения

Источники электроэнергии предназначены для выполнения следующих функций:

1. Выработка переменного тока заданной частоты и напряжения.

Функциональные отказы:

- уменьшение располагаемой мощности;
- отсутствие стабилизации частоты;
- отсутствие регулирования напряжения;
- автоколебания в системе регулирования частоты и напряжения;
- пожар в источнике тока.

2. Выработка постоянного тока с заданным напряжением.

Функциональные отказы:

- уменьшение располагаемой мощности;
- отсутствие регулирования напряжения;
- пожар в источнике тока.

5.7. Радиоэлектронное оборудование

Радиосвязное оборудование предназначено для выполнения следующих функций:

1. Связь внутри самолёта.

Функциональный отказ: отсутствие связи.

2. Связь с наземными радиостанциями и между самолётами.

Функциональный отказ: отсутствие связи.

3. Развлечение пассажиров.

Функциональный отказ системы развлечения пассажиров.

4. Закрытая связь.

Функциональные отказы:

- отсутствие шифрования;
- отсутствие связи.

5. Регистрация переговоров экипажа, параметров полёта и работы систем.

Функциональные отказы:

- отсутствие регистрации или регистрация ложных сигналов;
- отсутствие синхронизации или ложные сигналы синхронизации.

5.8. Система кондиционирования и жизнеобеспечения

Система кондиционирования предназначена для выполнения следующих функций:

1. Поддержание заданного давления воздуха в гермокабине.

Функциональный отказ: выход давления за пределы установленного диапазона.

2. Поддержание заданной температуры воздуха в пассажирском салоне и кабине экипажа.

Функциональный отказ: выход температуры за пределы установленного диапазона.

3. Вентиляция гермокабины.

Функциональные отказы:

- уменьшение расхода воздуха, подаваемого в гермокабину;
- появление вредных примесей.

4. Регулирование влажности.

Функциональный отказ: отклонение влажности от заданного уровня.

5. Охлаждение спецаппаратуры и поддержание заданного давления в её отсеках.

Функциональный отказ: отсутствие охлаждения и уменьшение подачи воздуха.

Противопожарная система предназначена для выполнения следующих функций:

1. Сигнализация о пожаре или задымлении.

Функциональные отказы:

- отсутствие сигнализации о пожаре или появлении дыма;
- ложное срабатывание датчиков системы сигнализации.

2. Тушение пожара.

Функциональные отказы:

- несрабатывание (полное или частичное) системы пожаротушения;
- самопроизвольное срабатывание.

3. Предотвращение взрыва в топливных баках.

Функциональные отказы:

- отсутствие подачи нейтрального газа в топливные баки;
- самопроизвольное срабатывание.

Приведённый типовый перечень функциональных отказов демонстрирует логический подход, т.е. формулировки функциональных отказов конкретных систем получаются из формулировок соответствующих функций вне зависимости от физической природы отказов.

Достоинство логического подхода заключается в том, что множество функциональных отказов хоть и велико, но конечно, а физическая природа отказов образует континуальное множество, изучение которого требует фундаментальных исследований. Результаты исследований, опыт эксплуа-

тации и установления физической природы конкретных отказов очень ценны, т.к. позволяют либо перевести часть отказов в категорию практически невероятных, либо разработать методы диагностики предотказных состояний.

При составлении перечня должны быть рассмотрены отказы и совокупности отказов элементов, а также отказы систем, функционально связанных с данной системой (зависимые отказы). Учитывая, что с точки зрения логического подхода энергетические и информационные зависимости между системами исчисляются сотнями, допустимо считать функциональный отказ практически невероятным, если выполняется одно из следующих условий:

1. Функциональный отказ возникает в результате двух и более последовательных отказов различных элементов рассматриваемой системы или взаимодействующих с ней систем с вероятностью менее 10^{-9} на час полёта по типовому профилю.

2. Функциональный отказ является следствием конкретного механического отказа (разрушение, заклинивание, рассоединение) одного из элементов системы и разработчик обоснует практическую невероятность такого отказа, используя для доказательства:

- анализ схемы и реальной конструкции;
- статистическую оценку безотказности подобных конструкций за длительный период эксплуатации (при наличии необходимых данных);
- результаты испытаний по установлению ресурса элементов системы;
- результаты испытаний по установлению допустимого диапазона изменения рабочих (контролируемых) параметров системы или элемента системы, зафиксированные в технических условиях;
- результаты испытаний по установлению допустимого предотказного состояния, зафиксированные в технических условиях;
- анализ принципов контроля качества изготовления и применяемых конструкционных материалов в серийном производстве, а также стабильности технологических процессов;
- анализ предусмотренных эксплуатационной документацией средств, методов и периодичности технического обслуживания.

6. Физическая природа отказов

Изучение физической природы отказов начинается с изучения повреждений деталей планера и элементов систем самолёта.

6.1. Типовые повреждения

Фюзеляж: трещины в тормозных щитках, тепловых экранах, капотах, патрубках, створках ниш шасси и т.п.; ослабление и обрыв заклёпок в каналах воздухозаборников; негерметичность топливных баков, размещённых в фюзеляже.

Крыло: трещины в хвостовой части крыла, створках ниш шасси, в аэродинамических перегородках; негерметичность топливных баков, размещённых в крыле.

Оперение, органы управления и механизации: трещины в обшивке; надирь поверхностей скольжения вследствие высыхания смазки в узлах навески и управления; проворачивание запрессованных колец подшипников.

Шасси: трещины в сварных швах стоек шасси и силовых болтовых соединениях; поперечные трещины на «зеркале» штока телескопических стоек; износ и надирь в буксах амортизаторов; негерметичность амортизаторов; трещины в деталях тормозных колёс при перегреве; проколы, порезы, стирание пневматиков.

Гидросистема: внешняя негерметичность трубопроводов, арматуры, корпусов гидроагрегатов; внутренняя негерметичность гидроагрегатов (насосов, гидроаккумуляторов, силовых и следящих приводов).

Пневмосистема: внутренняя и внешняя негерметичность агрегатов, трубопроводов и арматуры.

Топливная система: внутренняя и внешняя негерметичность кранов, клапанов, топливопроводов, агрегатов (топливный аккумулятор) и арматуры; трещины в патрубках и обтекателях воздухозаборников системы наддува.

Система электроснабжения: обрывы и короткие замыкания в цепях питания и возбуждения генераторов; металлические (глухие) и перемежающиеся короткие замыкания в сетях постоянного тока; короткие замыкания в сетях переменного тока; износ щёток и коллекторов контактных генераторов и др.

Система кондиционирования: негерметичность клапана стравливания; трещины на горячих трубопроводах отбора воздуха от компрессора; коррозия, засорение и осмоление в клапанах и агрегатах, питаемых горячим воздухом от компрессора.

Система управления самолётом: отказы электрических элементов агрегатов вследствие нарушения контактов; люфты; увеличенное трение, заедание и заклинивание в подшипниках тяг, качалках и кронштейнах.

Система установки и охлаждения двигателей: коробление сопла; негерметичность корпуса коробки приводов; трещины в патрубках и обтекателях воздухозаборников системы охлаждения; трещины в патрубках турбо-стартеров и перепуска воздуха из компрессора.

Маслосистема: внешняя негерметичность маслобака; внутренняя негерметичность топливо-масляного радиатора.

6.2. Причины и последствия типовых повреждений

Опыт показывает [2], что большая часть отказов возникает вследствие пульсаций давления воздушного потока при внешнем и внутреннем обтекании поверхности самолёта (усталостные трещины деталей и узлов планера, ослабление и обрыв заклёпок); пульсаций давления в системах с носителем энергии и информации в форме жидкости или газа (негерметичность); вибраций в системах с носителем энергии и информации в форме электрического тока (нарушение контактов).

Усталостные трещины, негерметичность и нарушение контактов, в свою очередь, являются следствием дефектов. Дефекты могут появиться как на этапе конструирования, вследствие неверной оценки динамической (вибрационной) прочности деталей и способов виброизоляции, так и при

производстве, вследствие выбора неадекватных технологий изготовления, либо несоблюдения технологий изготовления.

Трещины в конструкции агрегатов планера выявляются множеством способов – от простого визуального осмотра, до применения методов неразрушающего контроля с использованием технических средств. Опасность данного вида повреждений зависит от размеров трещин и мест их появления. Часть трещин устраняется в эксплуатации засверловкой вершин или установкой накладок на несилевых элементах конструкции. Трещины в силовых агрегатах, разрушение которых ведёт к разрушению самолёта, устраняются при ремонте на заводе-изготовителе. Такой порядок технического обслуживания и ремонта самолёта реализуется в том случае, если конструкция является безопасно повреждаемой.

Понятие безопасной повреждаемости является производным от живучести и зависит от назначения самолёта. Для самолётов транспортной категории безопасно повреждаемой считается такая конструкция, которая обладает свойством живучести при условии сохранения ресурса и срока службы. Более подробные сведения о конструктивных и технологических способах обеспечения безопасной повреждаемости военных самолётов приведены в [2, разд. 5.4, 7.3, 7.4, 14.5-14.7], для гражданских самолётов транспортной категории в [8, гл. 25] и [6, разд. 10].

Внешняя негерметичность обнаруживается при осмотрах самолёта и зависит от установленного класса негерметичности [9, табл. 6.3]. Например: для жидкости – в форме отпотевания, подтекания без каплеобразования, капельных утечек и т.п.; для трубопроводов горячего воздуха – в форме пятен копоти, следов перегрева и т. п.

Вибрации от пульсаций давления рабочего тела и/или от соседних агрегатов приводят к повреждению уплотнений и появлению микротрещин, через которые происходит утечка. Опасность данного вида отказа определяется исходя из анализа конструкции самолёта и размещения систем оборудования. Например: попадание жидкости на горячие поверхности может привести к пожару; пятна масла или жидкости из гидросистемы приведут к ускоренной коррозии деталей планера и т.п.

Внутренняя негерметичность обнаруживается по выходу рабочих параметров за пределы допустимого диапазона (силовые и следящие приводы, амортизация стоек шасси, рулёжно-демпфирующие цилиндры, краны топливной системы и т. п.). Внутренняя негерметичность является следствием повреждения уплотнений или износа в парах трения. Опасность данного вида отказа оценивается в зависимости от того, к какой группе относится отказавший агрегат (см. разд. 4).

Износ пар трения обнаруживается по составу, концентрации и скорости накопления продуктов износа в масле или жидкости гидросистемы. Физическая природа износа сложна и требует выяснения условий работы деталей планера и систем самолёта, знания свойств материалов деталей и технологий их изготовления. Опасность данного вида повреждений заключается ещё и в том, что они могут приводить к отказам других элементов системы, чувствительных к чистоте рабочей жидкости. Например: заедание и заклинивание золотников в силовых приводах, «зарастание» жиклёров, засорение фильтров и т.п.

Особенность систем с носителем энергии и информации в форме электрического тока заключается в том, что время перехода от неисправности к отказу строго ограничено. Неисправность приводит к нарушению нормального режима работы и переходу системы в новое состояние – ненормальный режим работы. Опыт эксплуатации показал [4, гл. 11], что возможны следующие виды ненормальных режимов: короткое замыкание; чрезмерное повышение или понижение напряжения; чрезмерное повышение или понижение частоты; автоколебание напряжения или частоты; чрезмерное искажение формы кривой напряжения; перегрев.

В ненормальном режиме работы каналы системы электроснабжения сохраняют работоспособность кратковременно (несколько минут или даже секунд), длительная работа ведет к отказу. Поэтому защита отключает неисправный канал, вырабатывает сигнал «отказ канала» и переключает потребителей на резервные или аварийные каналы и/или источники энергии.

Если отказ канала не приводит к появлению дополнительных ограничений, то особая ситуация либо не возникает, либо классифицируется как

усложнение условий полёта, вследствие увеличения психологической нагрузки на экипаж.

Если отказ канала приводит к появлению дополнительных ограничений, связанных с отключением части потребителей, то особая ситуация классифицируется исходя из сопоставления дополнительных ограничений с эксплуатационными и предельными ограничениями.

Если защита от данного режима ненормальной работы не предусмотрена или не срабатывает, то возникают наиболее тяжёлые особые ситуации. Учитывая уровень электрификации современных самолётов, особая ситуация классифицируется как аварийная или даже катастрофическая. Более точная классификация возможна только при рассмотрении конкретного отказа.

В системах оборудования самолётов есть большое количество элементов с передачей энергии жидкостью и информации – электрическим током. Например: электромагнитные краны и клапаны в топливной и гидросистеме, электрогидравлические рулевые агрегаты в системе управления [9, разд. 8.3]. Анализ последствий отказов таких элементов включает рассмотрение отказов по носителю энергии и по носителю информации, в зависимости от конструкции и принципа действия конкретного элемента.

7. Примеры классификации

Описание функциональных отказов приводится на примере самолёта Ту-154, надёжность которого реализована в ходе многолетней практики эксплуатации.

Наибольшее влияние на безопасность самолёта Ту-154 оказывают следующие системы [3, с. 253]: система управления; силовая установка; взлётно-посадочные устройства; система кондиционирования; противопожарная система.

7.1. Отказы силовой установки

Отказ двигателя на взлёте определяется по следующим признакам:

- уменьшение оборотов двигателя при неизменном положении ручки управления двигателем;
- падение давления топлива и масла;
- повышение или понижение температуры газов;
- тряска двигателя;
- загорание табло «Стружка в масле»;
- уменьшение ускорения на разбеге;
- стремление к развороту и крену в сторону отказавшего двигателя.

Если $V \leq V_1$, то взлёт должен быть прерван, иначе взлёт может быть продолжен при условии:

$$m_0 \leq [m_0], \quad (1)$$

где V – скорость самолёта; V_1 – скорость принятия решения, т.е. скорость, при достижении которой командир принимает решение: продолжить или прекратить взлёт; m_0 – взлётная масса самолёта; $[m_0]$ – максимально допустимая взлётная масса самолёта.

Условие (1) представляет собой эксплуатационное ограничение. Методика взлёта с одним отказавшим двигателем отработана в ходе лётных испытаний и рекомендации зафиксированы в Руководстве по лётной эксплуатации.

Если условие (1) выполняется, то особая ситуация классифицируется как усложнение условий полёта.

Если условие (1) не выполняется, то возникает сложная ситуация.

Отказ двух двигателей в полёте. Опыт эксплуатации самолёта Ту-154 показал, что это крайне маловероятное событие, поэтому особая ситуация может быть классифицирована как аварийная по признаку частоты возникновения.

7.2. Экстренное снижение

Экстренное снижение выполняется при разгерметизации кабины, при отказе трёх генераторов и при пожаре. Все эти случаи приводят к нарушению одного или нескольких предельных ограничений, следовательно данная особая ситуация классифицируется как аварийная.

7.3. Отказы в системе управления

Состав системы управления. На самолёте Ту-154 установлен комплекс электрогидромеханических систем управления, включающий в себя [7, с. 77]:

- систему продольного управления;
- систему поперечного управления;
- систему путевого управления;
- автоматическую бортовую систему управления АБСУ-154;
- систему управления гасителями подъёмной силы;
- систему управления закрылками;
- систему управления предкрылками.

Основными органами управления самолётом Ту-154 являются: по тангажу – руль высоты, по курсу – руль направления, по крену – элероны и интерцепторы. Кроме этих основных органов управления самолёт оснащён гасителями подъёмной силы, которые используются на посадке, при экстренном снижении и прерванном взлёте; закрылки, предкрылки и управляемый в полёте стабилизатор.³

Управление самолётом Ту-154 осуществляется с помощью необратимых рулевых гидроприводов, т.е. шарнирные моменты рулевых поверхностей не создают усилий на штурвале, колонке и педалях. Усилия для перемещения золотников, управляющих гидроприводами, незначительны, поэтому, для имитации усилий на штурвале, колонке и педалях, в систему

³ Самолёт имеет предельное ограничение [3, с. 14] по скорости полёта, на которой допустима перекладка стабилизатора $V_n \leq 425$ км/ч, поэтому перекладка выполняется после взлёта и перед посадкой.

управления включены полётные и взлётно-посадочные загрузочные (пружинные) механизмы, а также электромеханизмы их подключения/отключения.

При изменении балансирующего положения руля высоты, направления и элеронов усилия на колонке, педалях и штурвале, создаваемые загрузочными пружинами, снимаются электромеханизмами триммерного эффекта.

В системе управления самолётом Ту-154 установлены три сервопривода СП-1Г непрямого действия с жесткой отрицательной обратной связью, по одному в каждом канале управления: курса, крена и тангажа. Сервоприводы работают по сигналам вычислителей АБСУ-154 и предназначены для управления рулевыми приводами.

В состав сервопривода СП-1Г входят: рулевой агрегат; датчики обратной связи, механически связанные со штоками рулевого агрегата; блоки демодуляции и усиления, физически размещённые в блоке автопилота.

Рулевой агрегат РА-56В1 является электрогидравлическим исполнительным механизмом сервопривода. Рулевые агрегаты включаются в механическую проводку управления самолёта с помощью дифференциальных качалок [7, рис. 5.3].

Датчики обратной связи и блоки демодуляции и усиления представляют собой жесткую отрицательную обратную связь сервопривода.

Отказ в системе управления стабилизатором. Наибольшую опасность представляет самопроизвольная перестановка стабилизатора на взлёте, посадке и при полёте на больших скоростях. Этот функциональный отказ на самолёте Ту-154 исключен конструктивно, что подтверждено лётными испытаниями и опытом эксплуатации.

Перекладка стабилизатора осуществляется от двух электроприводов. При отказе одного электропривода время перекладки увеличивается вдвое и никаких дополнительных ограничений не вводится. Особая ситуация может быть классифицирована как усложнение условий полёта.

Заклинивание стабилизатора обнаруживается по указателю положения стабилизатора. Этот отказ является следствием отказов двух электроприво-

дов в системе управления стабилизатором, что является событием практически невероятным.

Отказы в системе управления рулём высоты:

- заклинивание одной половины руля высоты;
- уход электромеханизма триммерного эффекта в одно из крайних положений;
- неотключение полётного загрузателя при выпуске закрылков;
- неподключение полётного загрузателя при уборке закрылков.

Последствием заклинивания одной половины руля высоты является уменьшение эффективности продольного управления. С целью исключения зависимого отказа (заклинивания) второй половины руля высоты, в проводку управления включены пружинные развязывающие тяги. Особую ситуацию можно классифицировать как сложную.

Последствия ухода электромеханизма триммерного эффекта в одно из крайних положений зависят от этапа полёта по типовому профилю, положения центра масс самолёта, конфигурации самолёта, режима работы АБСУ-154, класса лётчика, погодных условий. Этот функциональный отказ приведёт к изменению величины и направления усилия на штурвальной колонке, потребного для удержания самолёта от кабрирования или пикирования.

Классификацию особой ситуации будем проводить по следующему условию:

$$P_v \leq [P_v] \quad (2)$$

где P_v – усилие пилота, приложенное к штурвальной колонке для отклонения руля высоты; $[P_v]$ – предельное допустимое усилие пилота.

Согласно [1, п. 25.143] $[P_v] = 4,5$ даН для продолжительных усилий и $[P_v] = 35,0$ даН для кратковременных усилий,⁴ таким образом условие (2)

⁴ Кратковременным можно считать усилие, если время его приложения не превышает 3-5 с.

представляет собой предельное ограничение усилия пилота при отклонении штурвальной колонки для изменения угла тангажа.

Рассмотрим несколько наборов исходных данных.

1. Уход электромеханизма триммерного эффекта в крайнее положение, соответствующее отклонению колонки полностью от себя; горизонтальный полёт на высоте предпосадочного круга ($H = 450$ м, $V = 400$ км/ч); передняя центровка самолёта; полётная конфигурация; АБСУ-154 в режиме штурвального управления с отключенной стабилизацией.

Как показали лётные испытания, отказ сопровождается ростом тянущих усилий на колонке. Усилия возрастают до 90 даН в течение 10-12 с при включенном полётном загрузателе. Ручное отключение полётного загрузателя позволяет уменьшить усилия до 40 даН. Условие (2) не выполняется, следовательно нарушено предельное ограничение и возникает аварийная ситуация.

2. Уход электромеханизма триммерного эффекта в крайнее положение, соответствующее отклонению колонки полностью на себя; горизонтальный полёт на высоте предпосадочного круга ($H = 450$ м, $V = 400$ км/ч); задняя центровка самолёта; полётная конфигурация; АБСУ-154 в режиме штурвального управления с отключенной стабилизацией.

Как показали лётные испытания, отказ сопровождается ростом давящих усилий на колонке. Усилия возрастают до 15 даН в течение 10-12 с. Пилотирование самолёта в сложных метеоусловиях при наличии значительной турбулентности атмосферы («болтанка») существенно затрудняется.

Условие (2) не выполняется, следовательно нарушено предельное ограничение и возникает аварийная ситуация.

3. Уходы электромеханизма триммерного эффекта в крайнее положение при средней центровке. Дополнительные нагрузки на штурвальной колонке меньше, чем в уже рассмотренных случаях. При некотором значении центровки, условие (2) выполняется. До этого значения центровки особая ситуация классифицируется как аварийная, после – как сложная, т.к. в Руководстве по лётной эксплуатации рекомендуется заходить на посадку на повышенной скорости.

4. Уходы электромеханизма триммерного эффекта в крайнее положение, соответствующие отклонению колонки полностью на себя при передней центровке и от себя при задней центровке не создают дополнительных усилий на штурвальной колонке ни на каких режимах полёта. Условие (2) выполняется. Особая ситуация классифицируется как сложная, т.к. в Руководстве по лётной эксплуатации рекомендуется заходить на посадку на повышенной скорости.

Неотключение полётного загрузчика при выпуске закрылков. Если самолёт на посадке имеет переднюю центровку, то усилия на штурвальной колонке достигают величины 17 даН. Условие (2) не выполняется, следовательно возникает аварийная ситуация.

Неподключение полётного загрузчика при уборке закрылков. Полёт может быть продолжен, т.к. в нормальном полёте штурвальная колонка не отклоняется до подключения полётного загрузчика. Однако требуется повышенное внимание пилота, чтобы не произошло большого отклонения штурвальной колонки на больших скоростях. Особую ситуацию можно классифицировать как усложнение условий полёта.

Отказы в системе управления элеронами. В системе управления элеронами самолёта Ту-154 установлены пружинные развязывающие тяги, один пружинный загрузчик и электромеханизм триммерного эффекта, поэтому возможны следующие функциональные отказы.

Заклинивание одного элерона приводит к уменьшению эффективности поперечного управления. С целью исключения зависимого отказа (заклинивания) второго элерона, в механическую проводку управления включены пружинные развязывающие тяги. Особую ситуацию можно классифицировать как сложную.

Уход электромеханизма триммерного эффекта в одно из крайних положений определяется по повороту штурвала и появлению крена, либо по увеличению усилия на штурвале при удержании самолёта в горизонтальном полёте.

Классификацию особой ситуации будем проводить по условию:

$$P_3 \leq [P_3] \quad (3)$$

где P_3 – усилие пилота, приложенное к штурвалу для отклонения элеронов; $[P_3]$ – предельное допустимое усилие пилота.

Согласно [1, п. 25.143] $[P_3] = 2,5$ даН для продолжительных усилий и $[P_3] = 27,0$ даН для кратковременных усилий, таким образом условие (3) представляет собой предельное ограничение усилия пилота при повороте штурвала для изменения угла крена.

Лётные испытания показали, что при уходе электромеханизма триммерного эффекта элеронов в крайнее положение и освобождённом штурвале угол крена увеличивается медленно, примерно пять градусов за пять секунд. После устранения крена усилия на штурвале составляют 10-12 даН. Максимальное усилие на штурвале не более 25 даН и возникает на разворотах с креном 25 градусов в сторону, противоположную уходу электромеханизма.

Усилия на штурвале снимаются при балансировке самолёта за счёт скольжения. Скольжение создаётся при отклонении руля направления, а усилия с педалей снимаются электромеханизмом триммирования руля направления. Таким образом условие (3) выполняется за счёт увеличения нагрузки на экипаж. Особая ситуация может быть классифицирована как усложнение условий полёта, при условии, что не произойдёт отказ бокового двигателя и что на посадке не будет бокового ветра.

Отказы в системе управления рулём направления:

- уход электромеханизма триммерного эффекта в одно из крайних положений;

- неотключение полётного загрузателя при выпуске закрылков;
- неподключение полётного загрузателя при уборке закрылков.

Уход электромеханизма триммерного эффекта в одно из крайних положений при освобождённых педалях определяется по появлению крена самолёта. Угол крена увеличивается в том же темпе, что для элеронов, т.е. один градус в секунду.

Классификацию особой ситуации будем проводить по условию:

$$P_H \leq [P_H] \quad (4)$$

где P_H – усилие пилота, приложенное к педалям для отклонения руля направления; $[P_H]$ – предельное допустимое усилие пилота.

Согласно [1, п. 25.143] $[P_H] = 9,0$ даН для продолжительных усилий и $[P_H] = 70,0$ даН для кратковременных усилий. Таким образом условие (4) представляет собой предельное ограничение усилия пилота при отклонении педалей для изменения угла крена.

После вывода самолёта в прямолинейный полёт усилие на педалях составляет 25 даН и может быть полностью снято координированным скольжением. Для этого элероны отклоняются в противоположную сторону, а усилия на штурвале снимаются электромеханизмом триммирования элеронов. Таким образом условие (4) выполняется за счёт увеличения нагрузки на экипаж. Особая ситуация может быть классифицирована как усложнение условий полёта, при условии, что не произойдёт отказ бокового двигателя и что на посадке не будет бокового ветра.

Неотключение полётного загрузчика при выпуске закрылков приводит к появлению дополнительного предельного ограничения: посадка разрешается на сухую полосу с боковым ветром до 7 м/с (с взлётно-посадочным загрузчиком до 12 м/с).

Учитывая дополнительные действия экипажа при обнаружении отказа, а также повышенные требования к технике пилотирования, можно классифицировать эту особую ситуацию как усложнение условий полёта.

Неподключение полётного загрузчика при уборке закрылков. Полёт может быть продолжен, т.к. в нормальном полёте педали не отклоняются до подключения полётного загрузчика. Однако требуется повышенное внимание пилота, чтобы не произошло большого отклонения педалей на больших скоростях. Особая ситуация классифицируется как усложнение условий полёта.

Посадка с убранными закрылками. Аэродинамические характеристики самолёта с убранными и выпущенными закрылками существенно различны [3, гл. 4]:

$$c_{y_a}(\delta_3 = 45^\circ) = 1,27 > c_{y_a}(\delta_3 = 0^\circ) = 0,82,$$

где δ_3 – угол отклонения закрылков; c_{y_a} – коэффициент подъёмной силы.

$$K(\delta_3 = 45^\circ) = 5,2 < K(\delta_3 = 0^\circ) = 11,2,$$

где K – аэродинамическое качество самолёта с выпущенным шасси.

Как следствие, скорость захода на посадку и скорость приземления самолёта с убранными закрылками ($\delta_3 = 0^\circ$) примерно на 50-80 км/ч больше, чем в нормальной посадочной конфигурации ($\delta_3 = 45^\circ$). Кроме того, усложняется техника пилотирования при заходе на посадку и при приземлении, а также, примерно в 1,5 раза увеличивается посадочная дистанция. Тормоза колёс после посадки желательно охлаждать водой во избежание их перегрева. Особая ситуация может быть классифицирована как сложная.

7.4. Отказы в гидросистеме

Гидросистема самолёта Ту-154 состоит из трёх независимых гидросистем. Источниками давления являются четыре насоса НП-89, установленные на двигателях самолёта, по одному на первом и третьем двигателе и два на втором двигателе, и двух насосных станций НС-46, питающихся от системы электроснабжения. Подача насосных станций (20 л/мин) меньше подачи насосов, установленных на двигателях (55 л/мин).

Рабочее давление в первой гидросистеме создаётся от двух насосов, установленных на первом и втором двигателях самолёта. Рабочее давление во второй гидросистеме создаётся от второго насоса, установленного на втором двигателе и/или от первой насосной станции. Рабочее давление в третьей гидросистеме создаётся от насоса, установленного на третьем двигателе и/или от второй насосной станции.

Первая гидросистема обеспечивает энергией⁵: рулевые приводы и агрегаты в трёх каналах управления; приводы интерцепторов и гасителей

⁵ Приведены только те потребители, функциональный отказ которых оказывает наибольшее влияние на безопасность самолёта.

подъёмной силы; приводы закрылков; уборку и выпуск шасси (основной); торможение колёс (основное и аварийное).

Вторая гидросистема обеспечивает энергией: рулевые приводы и агрегаты в трёх каналах управления; приводы закрылков; выпуск шасси (аварийный).

Третья гидросистема обеспечивает энергией: рулевые приводы и агрегаты в трёх каналах управления; выпуск шасси (аварийный дублирующий).

Из приведённого описания следует, что отказы двигателей непосредственно влияют на работоспособность как гидросистемы, так и её потребителей, т.е. это *зависимые* события. Последствия функциональных отказов силовой установки для самолёта складываются из последствий отказов двигателей (изменение лётно-технических характеристик самолёта), гидросистемы (уменьшение подачи), систем и агрегатов, питающихся от гидросистемы (функции управления самолётом, выпуск/уборка шасси и т.п.).

Для упрощения анализа будем предполагать, что уменьшение подачи вызвано только отказами гидронасосов.

Если произойдёт отказ гидронасоса на первом двигателе, то будут работать все три гидросистемы, но подача в первой гидросистеме уменьшится вдвое.

Если произойдёт отказ гидронасосов на втором двигателе, то будут работать две гидросистемы: первая (вполовину подачи) и третья. Работу второй гидросистемы можно обеспечить с уменьшенной (примерно на четверть) подачей, если включить насосную станцию.

Если произойдёт отказ гидронасоса на третьем двигателе, то будут работать две гидросистемы: первая и вторая. Работу третьей гидросистемы можно обеспечить с уменьшенной подачей, если включить насосную станцию.

Если произойдёт отказ гидронасосов на двух двигателях,⁶ то последствия будут зависеть от того, какой гидронасос остался работающим. Экипажу рекомендуется снизиться до высоты 3 км, запустить вспомогательную

⁶ Это возможно при перегонке на ремонт, когда агрегаты находятся в предотказном состоянии.

силовую установку и подключить её генератор к системе электроснабжения, затем включить обе насосные станции.

Если работающим остался гидронасос на первом двигателе, то все три гидросистемы сохраняют работоспособность, но с уменьшенной подачей.

Если работающими остались гидронасосы на втором двигателе, то все три гидросистемы сохраняют работоспособность: вторая гидросистема с полной подачей, первая и третья – с уменьшенной подачей.

Если работающим остался гидронасос на третьем двигателе, то сохраняют работоспособность две гидросистемы: вторая гидросистема с уменьшенной подачей, третья – с полной.

Оценивая влияние отказов источников давления гидросистемы на функционирование других систем самолёта, можно сделать следующие выводы:

При отказе насосов (и насосных станций) второй или третьей гидросистемы жизненно важные системы сохраняют полную работоспособность. Особую ситуацию можно классифицировать как усложнение условий полёта.

При отказе насосов первой гидросистемы невозможно убрать шасси, выпустить гасители подъёмной силы, усложняется торможение самолёта на пробеге. Из средств торможения остаётся реверс двигателей и аварийное торможение от гидроаккумуляторов. Особую ситуацию можно классифицировать как аварийную.

При исправности только одной первой гидросистемы жизненно важные системы сохраняют частичную работоспособность. Отключаются рулевые агрегаты, уменьшаются усилия рулевых приводов. Особую ситуацию можно классифицировать как сложную.

При исправности только одной второй гидросистемы жизненно важные системы сохраняют частичную работоспособность. Отключаются рулевые агрегаты, уменьшаются усилия рулевых приводов. Остаётся выпуск закрылков и аварийный выпуск шасси. Из средств торможения остаётся реверс двигателей и аварийное торможение от гидроаккумуляторов. Особую ситуацию можно классифицировать как аварийную.

При исправности только одной третьей гидросистемы жизненно важные системы сохраняют частичную работоспособность. Отключаются рулевые агрегаты, уменьшаются усилия рулевых приводов (с ограничением скорости полёта), отключается выпуск закрылков. Остаётся дублирующий аварийный выпуск шасси. Из средств торможения остаётся реверс двигателей и аварийное торможение от гидроаккумуляторов. Особую ситуацию можно классифицировать как аварийную.

7.5. Отказы рулевых агрегатов

Отказы рулевых агрегатов могут быть полные, т.е. с отключением рулевого агрегата и частичные, т.е. с уменьшением мощности рулевого агрегата.

Полный отказ всех рулевых агрегатов приводит к отключению АБСУ-154 и изменению характеристик самолёта:

- отсутствует демпфирование продольных и боковых колебаний;
- увеличивается эффективность управления самолётом на больших скоростях;
- уменьшается эффективность управления самолётом на малых скоростях.

Вследствие отключения всех рулевых агрегатов (и АБСУ-154) появляются дополнительные ограничения режимов полёта⁷:

- по числу Маха $M \leq 0,8$;
- по приборной скорости $V_n \leq 500$ км/ч;
- по центровке $20\% \leq \bar{x}_T \leq 28\%$.

Чтобы исключить влияние положения выходного звена отказавшего рулевого агрегата на перемещения механической проводки управления, к дифференциальной качалке присоединены центрирующие пружинные тяги. Центрирующие пружинные тяги предназначены для перемещения выход-

⁷ Предельные ограничения нормального полёта: 0,88; 575 км/ч; 18% и 40% соответственно.

ного звена рулевого агрегата в нейтральное положение, после отключения рулевого агрегата от гидропитания.

С учётом дополнительных ограничений режимов полёта и конструкции механической проводки управления самолёта, особую ситуацию можно классифицировать как сложную.

Полный отказ одного или двух рулевых агрегатов приводит к частичному отказу АБСУ-154 в зависимости от того, в каком канале управления самолётом установлен отказавший агрегат: тангажа, крена или рыскания.

Последствия частичных отказов определяются особенностями конструкции рулевых агрегатов. Рулевой агрегат представляет собой электрогидромеханическое устройство, получающее энергию для создания усилия от гидросистемы и информацию в форме электрических управляющих сигналов от АБСУ.

На самолёте установлены трехканальные⁸ рулевые агрегаты. Все подканалы унифицированы и состоят из: электрогидравлического клапана, двухкаскадного электрогидравлического усилителя [9, рис. 8.26], силового привода двустороннего действия с линейным перемещением штока и датчиков обратной связи.

Электрогидравлический клапан предназначен для подключения (или отключения) гидропитания к подканалу.

Двухкаскадный электрогидравлический усилитель предназначен для управления нагнетанием и сливом рабочей жидкости в полостях силового привода и, соответственно, выдвижением или втягиванием штока. Скорость перемещения штока прямо пропорциональна величине управляющего электрического сигнала, который подаётся на вход (преобразователь сигналов) усилителя. Управляющий сигнал формируется вычислителями АБСУ-154.

Датчики обратной связи выдают электрический сигнал, пропорциональный положению штока. Сигнал обратной связи вычитается из управ-

⁸ Здесь: канал подачи энергии и информации для обеспечения работы рулевого агрегата. В отличие от предыдущего пункта, где речь шла о каналах управления самолётом по крену, рысканию и тангажу.

ляющего сигнала до того, как тот подаётся на вход усилителя. Это приводит к замедлению и остановке движения штока при подходе к крайнему положению.

При такой конструкции рулевого агрегата возможны следующие отказы: обрыв гидросистемы, обрыв цепи управления и обрыв цепи обратной связи.

Обрыв гидросистемы или цепи управления, или обратной связи одного подканала. Отказавший подканал отключается. Рулевой агрегат сохраняет работоспособность с немного пониженной мощностью. АБСУ-154 сохраняет работоспособность в полном объёме. Особую ситуацию можно классифицировать как усложнение условий полёта.

Обрыв гидросистемы или цепи управления, или обратной связи двух подканалов. Отказавшие подканалы отключаются. Рулевой агрегат теряет работоспособность и АБСУ отключает его. Ухудшаются лётно-технические характеристики по каналу управления самолётом, в котором установлен отказавший рулевой агрегат. Вводятся дополнительные ограничения режимов полёта. Особую ситуацию можно классифицировать как сложную.

Глоссарий

Безопасность полёта. Свойство авиационного комплекса (экипаж, самолёт, наземное обеспечение⁹) выполнять полёты без возникновения особых ситуаций.

Безопасность самолёта. Свойство самолёта совершать полёты без возникновения особых ситуаций.

Безотказность. Свойство объекта непрерывно сохранять работоспособное состояние в течение определённого интервала времени (полёта) в определённых условиях.

Внезапный отказ. Характеризуется коротким периодом развития, соизмеримым с длительностью одного рабочего цикла. Рабочие параметры изделия изменяются скачком за одну из границ допустимого диапазона, указанного в технических условиях.

Внешнее воздействие. Случайное событие не связанное с конструкцией самолёта, например: атмосферные условия (порыв ветра, температурная инверсия, обледенение, удар молнии и т.п.); состояние взлётно-посадочной полосы; пожар в кабине или багажном отсеке. Диверсии, т.е. *умышленное* повреждение или уничтожение самолёта, не относятся к внешним воздействиям.

Дефект. Неисправное состояние, возникающее в процессе производства. Дефекты могут появиться как на этапе конструирования, вследствие неверной оценки динамической (вибрационной) прочности деталей и способов виброизоляции, так и при производстве, вследствие выбора неадекватных технологий изготовления, либо несоблюдения технологий изготовления.

Долговечность. Свойство объекта сохранять работоспособное состояние

⁹ Включая службы управления воздушным движением.

до наступления предельного состояния при установленной системе технического обслуживания и ремонта.

Живучесть. Свойство самолёта сохранять работоспособное состояние при воздействии поражающих средств, нерасчётных нагрузок и при наличии накопившихся повреждений.

Изделие. Самолёт, функциональная система или отдельный элемент системы.

Исправное состояние. Объект соответствует всем требованиям нормативно-технической и конструкторской документации.

Надёжность. Свойство объекта сохранять во времени в установленных пределах значения всех параметров, характеризующих способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения, технического обслуживания, ремонтов, хранения и транспортирования. Надёжность является обобщённым свойством, которое, в зависимости от назначения объекта и условий его применения состоит из сочетания свойств безотказности, долговечности, ремонтно-пригодности и сохраняемости.

Неисправное состояние. Объект не соответствует хотя бы одному требованию нормативно-технической и конструкторской документации.

Неработоспособное состояние. Объект не соответствует хотя бы одному требованию нормативно-технической и конструкторской документации, которое характеризует способность выполнять полётное задание.

Ожидаемые условия эксплуатации. Известны из практики, их возникновение можно с достаточным основанием предвидеть в течение срока службы самолёта с учётом его назначения. Эти условия включают в себя параметры состояния и факторы воздействия на самолёт внешней среды, а также эксплуатационные факторы, влияющие на безопасность полёта. Ожидаемые условия эксплуатации не включают экстремальные условия.

Отказ (отказное состояние). Неработоспособное состояние самолёта, функциональной системы или элемента системы, независимо от причин.

Ошибка. Неправильные действия экипажа или персонала по техническому обслуживанию. В [1] нет, но, по-видимому, сюда же должны относиться ошибки служб управления воздушным движением.

Параметрический отказ. Наступает при достижении рабочим параметром границы диапазона, указанного в технических условиях. Система или элемент системы должны быть выведены из эксплуатации как несоответствующие техническим условиям.

Повреждение (неисправность). Неисправное состояние, возникающее вследствие недопустимых эксплуатационных воздействий.

Постепенный отказ. Характеризуется длительным периодом развития, соизмеримым со сроком службы изделия. Рабочие параметры изделия приближаются к одной из границ допустимого диапазона, указанного в технических условиях, до возникновения параметрического или внезапного отказа. Постепенным отказам подвержены любые изделия.

Предельное состояние. Дальнейшее применение объекта по назначению недопустимо или нецелесообразно, а восстановление до исправного или работоспособного состояния невозможно или нецелесообразно.

Предельные ограничения. Ограничения режимов полёта, выход за которые не допустим ни при каких обстоятельствах.

Работоспособное состояние. Объект соответствует тем требованиям нормативно-технической и конструкторской документации, которые характеризуют способность выполнять полётное задание.

Рекомендуемые режимы полёта. Режимы внутри области, определяемой эксплуатационными ограничениями, устанавливаемые в Руководстве по лётной эксплуатации для выполнения полётов.

Ремонтопригодность. Свойство объекта, заключающееся в приспособленности к предупреждению и обнаружению причин возникновения отказов, поддержанию и восстановлению работоспособного состояния при техническом обслуживании и ремонте.

Сервопривод. Устройство в системе автоматического управления, осуществляющее за счёт энергии вспомогательного источника механическое перемещение регулирующего органа системы в соответствии с получаемыми сигналами управления.

Сохраняемость. Свойство объекта сохранять значения показателей безотказности, долговечности и ремонтопригодности в течение и после хранения и/или транспортирования.

Функциональная система самолёта. Совокупность взаимосвязанных элементов, узлов (блоков) и агрегатов, предназначенная для выполнения заданных общих функций.

Эксплуатационные ограничения. Условия, режимы и значения параметров, преднамеренный выход за пределы которых не допустим в процессе эксплуатации самолёта.

Экстремальные условия. Условия, встречи с которыми можно надёжно избежать путём введения эксплуатационных ограничений и правил, а также такие условия, которые возникают настолько редко, что требование выполнять нормы лётной годности в этих условиях привело бы к обеспечению более высокого уровня лётной годности, чем это необходимо и практически обосновано.

Библиографический список

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории/ Гл. ред. *Л. М. Берестов*, отв. ред. *А. Н. Степаненко*. – Жуковский: Лётно-исследовательский институт им. М. М. Громова, 1994. – 322 с.
2. *Анцелиович, Л.Л.* Надёжность, безопасность и живучесть самолёта/ *Л.Л. Анцелиович*. – М.: Машиностроение, 1985. – 296 с.
3. Аэродинамика самолёта Ту-154/ *Т.И. Лигум, С.Ю. Скрипниченко, Л.А. Чульский, А.В. Шишмарёв, С.И. Юровский*. – М.: Транспорт, 1977 – 304 с.
4. *Брускин, Д.Э.* Электроснабжение летательных аппаратов: учебник для энергет. и авиац. спец. вузов / *Д.Э. Брускин, И.М. Синдеев*. – М.: Высш. шк., 1988. – 264 с.
5. Воздушный кодекс Российской Федерации. Официальный текст по состоянию на 1 июля 2001 года. – М.: Изд-во НОРМА, 2001. – 56 с.
6. *Комаров, В.А.* Конструкция и проектирование несущих поверхностей летательных аппаратов: учеб. пособие / *В.А. Комаров*. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2002. – 96 с.
7. *Контев, А.Н.* Системы самолётовождения: учеб. пособие для студентов авиационных специальностей вузов / *А.Н. Контев*. – М.: Машиностроение, 1984. – 128 с.
8. Проектирование гражданских самолётов: Теории и методы / под ред. *Г.В. Новожилова*. – М.: Машиностроение, 1991. – 672 с.
9. Системы оборудования летательных аппаратов: учебник для студентов высших технических учебных заведений/ *М.Г. Акопов, В. И. Бекасов, В. Г. Долгушев [и др.]* / под ред. *А. М. Матвеевко, В. И. Бекасова*. – М.: Машиностроение, 2005. – 558 с.

Учебное издание

Мрыкин Сергей Викторович

**ПОСЛЕДСТВИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ
ОТКАЗОВ САМОЛЁТНЫХ СИСТЕМ**

Учебное пособие

Редактор И.И. Спиридонова
Компьютерная вёрстка И.И. Спиридонова

Подписано в печать . Формат 60х84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Печ.л. 3,25.
Тираж 100 экз. Заказ 57 . Арт. С-10/2009.

Самарский государственный аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.