

**Безопасность полетов
летательных
аппаратов**

Безопасность полетов летательных аппаратов

Под редакцией В.С. ИВАНОВА

Утвержден Главкомандующим
Военно–воздушными силами
в качестве учебника
для слушателей и курсантов
инженерных ВВУЗов ВВС

Издание Военно-воздушной инженерной академии
имени профессора Н.Е. Жуковского
2003

УДК 629.7.067

В учебнике излагаются статистические и вероятностные показатели безопасности полетов, методы ее количественной оценки, а также организационно-методические и технические основы обеспечения безопасности полетов. В книге использованы материалы открытой отечественной печати.

Учебник может быть полезен инженерно-техническому и летному составу авиационных частей и научно-исследовательских учреждений ВВС.

Иллюстраций – 110, таблиц – 15, библиография – 61.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Данный учебник представляет собой дополненное издание учебника "Безопасность полетов летательных аппаратов", разработанного коллективом профессорско-преподавательского состава ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского (М.С.Архипов, В.С.Иванов, А.М.Киселев, Н.М.Лысенко) и Киевского ВВАИУ (Г.Н.Котельников) и изданного в 1989 г. под редакцией Н.М.Лысенко.

Учебник состоит из двух разделов: в первом разделе рассматриваются теоретические основы безопасности полетов, во втором – организационно-методические и технические основы обеспечения безопасности полетов.

Развитие одноименной дисциплины за годы, прошедшие после издания вышеупомянутого учебника, осуществлялось как в содержательном плане, связанном с изложением новых вопросов, выдвинутых практикой и проведенными исследованиями по безопасности полетов, так и в методическом плане.

В связи с этим в данную редакцию учебника по сравнению с предыдущим внесены существенные коррективы, в частности:

дано более строгое научное обоснование методов расчета вероятностных показателей безопасности полета, в том числе с учетом этапности выполнения полета и при ограниченной исходной информации;

рассмотрена методика оптимального распределения заданного уровня безопасности полетов между составными частями летательного аппарата с учетом ограничений по его стоимости;

приведен материал по анализу причинности ошибочных действий инженерно-технического и летного состава с рассмотрением мероприятий по их устранению, в том числе вопросы совершенствования подготовки летного состава и эргономического совершенствования авиационной техники;

изложена концепция назначения пилотажных ограничений летательного аппарата для условий мирного времени и для условий ведения боевых действий;

с учетом результатов новейших исследований приведены материалы по воздействию спутного следа на летательный аппарат с

конкретными примерами;

более подробно изложены вопросы проведения объективного контроля в авиационных частях, пути повышения эффективности использования полетной информации;

существенно переработана на основе последних нормативных документов глава по расследованию авиационных происшествий и инцидентов, в ней дан подход к методике расчета экономического ущерба от авиационных происшествий.

Учебник дополнен двумя новыми главами (главы пятая и шестая). В пятой главе изложены вопросы, касающиеся системы обеспечения безопасности полетов: составляющие этой системы и ее организационная структура, основные положения концепции предотвращения авиационных происшествий, нормирование безопасности полетов и комплексная программа ее обеспечения, органы безопасности полетов авиации Вооруженных Сил Российской Федерации, задачи, решаемые ими.

В шестой главе изложен материал по бортовым средствам обеспечения безопасности полетов, где рассмотрены вопросы классификации бортовых систем обеспечения безопасности полетов, существующих и перспективных методов контроля работоспособности авиационной техники, оперативной локализации активных ее отказов, приведены реальные примеры бортовых систем обеспечения безопасности полетов, рассмотрены перспективные адаптивные ограничители пилотажных параметров летательного аппарата, методика оценки эффективности применения бортовых систем обеспечения безопасности полетов.

Все статистические данные в учебнике приведены по материалам открытой отечественной и зарубежной литературы.

Введение, параграфы 3.5, 3.6, 3.7, 3.8, заключение написаны Н.М. Лысенко; главы 1, 2 и 5 – В.С. Ивановым; параграфы 3.1, 3.2, 3.3, 3.4, 4.4, 4.5 – С.С. Граськиным; 4.1, 4.2, 4.3 – А.М. Киселевым; глава 6 – А.Н. Акимовым и В.В. Воробьевым; глава 8 – О.В. Пахомовым; главы 7 и 9 – В.С. Ивановым и Ю.А. Николаевым.

Авторы признательны профессору, доктору технических наук Шибанову Г.П. и доценту, кандидату технических наук Романову Н.М., взявшим на себя труд прорецензировать рукопись учебника и давшим полезные советы по его улучшению.

Авторы также признательны сотрудницам кафедры Л.Е.Юшиной Е.А.Плаксиной и Е.А. Доцник, проделавшим большую работу по оформлению рукописи.

ВВЕДЕНИЕ

0.1. АКТУАЛЬНОСТЬ И СОСТОЯНИЕ ПРОБЛЕМЫ

Безопасность полетов является важнейшей эксплуатационно-технической характеристикой авиационной системы, в значительной степени определяющей боеготовность и боеспособность авиации Вооруженных Сил. Проблема обеспечения безопасности полетов – одна из актуальных, наиболее сложных и наименее изученных проблем современной авиации.

Актуальность проблемы определяется тем, что в результате аварий и катастроф гибнут люди, наносится значительный материальный и моральный ущерб государству, нарушаются планы учебно-боевой подготовки, задерживается ввод в строй новой авиационной техники, наносится ущерб боеготовности и боеспособности авиационных частей.

Сложность проблемы обеспечения безопасности полетов состоит в том, что безопасность полетов зависит от многочисленных факторов, случайно проявляющихся на всех стадиях существования авиационной техники, начиная от разработки тактико-технического задания, проектирования, создания опытного образца, испытаний, серийного производства и, наконец, массовой эксплуатации и применения авиационной техники. В обеспечении безопасности полетов принимает участие большое количество специалистов авиационной промышленности и авиации Вооруженных Сил. Недостатки и просчеты, допущенные на всех стадиях существования летательных аппаратов, в явном виде обнаруживаются только на заключительном этапе – в процессе их массовой эксплуатации и применения.

Проблема обеспечения безопасности полетов возникла одновременно с созданием первых летательных аппаратов. Однако на различных этапах развития авиационной техники и строительства Вооруженных Сил решение этой проблемы имело различное значение и ей уделялось неодинаковое внимание. В первые годы создания Красной Армии в ней было сравнительно мало авиационных частей. На вооружении находились тихоходные са-

молеты авиационных частей. На вооружении находились тихоходные самолеты с ограниченными боевыми возможностями, которые играли незначительную роль в укреплении боеспособности Вооруженных Сил. Авиационные происшествия на таких самолетах редко приводили к тяжелым последствиям.

По-другому представляется современная авиация. Значительное улучшение летно-технических характеристик военных самолетов, применение современного вооружения существенно повысили вклад военно-воздушных сил в боеспособность вооруженных сил. Достаточно напомнить, что успех в войне 1991г. коалиционных сил против Ирана практически был предрешен действиями авиации.

Вместе с тем, рост скоростей полета, расширение диапазона используемых углов атаки и перегрузок повысили потенциальную возможность авиационного происшествия, и его опасность для экипажей, несмотря на оборудование летательных аппаратов современными средствами спасения, возросла. Так, например, если в 1940г. из 13 авиационных происшествий в среднем только одно заканчивалось катастрофическим исходом, то в последние годы катастрофа происходит в каждом втором-третьем авиационном происшествии.

Статистические данные показывают, что развитие авиационной техники сопровождается неравномерным, но закономерным повышением уровня безопасности полетов. Однако это повышение отстает от требований, предъявляемых к современной авиационной технике. Отмеченное отставание объясняется рядом причин. Главными из них являются недостаточное соответствие свойств техники и подготовки личного состава все усложняющимся задачам, выполняемым военной авиацией, и недостаточное развитие теории безопасности полетов.

Особую остроту проблема обеспечения безопасности полетов приобрела за последние годы, что связано не только с усложнением и повышением стоимости авиационной техники, но и с расширением функций и усложнением задач, выполняемых современной авиацией. Именно поэтому создание современной авиационной техники, обеспечение и выполнение полетов без авиационных происшествий являются одними из главных задач, делом государственной важности и служебным долгом работников авиа-

ционной промышленности и личного состава авиации Вооруженных Сил.

Борьба с аварийностью, работа по обеспечению безопасности полетов является неперенным условием достижения высокой боевой готовности и боеспособности авиационных частей. Анализ статистических материалов показывает, что значительная часть авиационных происшествий объясняется упущениями в организации и руководстве полетами, нарушениями установленных правил полетов, недостатками в методике обучения и подготовке летного и инженерно-технического состава, его недисциплинированностью. Поэтому Министр обороны и Главнокомандующий ВВС требуют от всего личного состава, и в первую очередь от командного состава всех степеней, недопущения авиационных происшествий по вине личного состава.

Наблюдающаяся некоторая стабилизация уровня безопасности полетов за последние годы свидетельствует о сравнительно низкой эффективности существующей системы обеспечения безопасности полетов. Главным недостатком этой системы является реакция только на уже имевшие место авиационные происшествия и инциденты. Работа «по хвостам» не позволяет прогнозировать и своевременно предупреждать авиационные происшествия. Поэтому в решении проблемы обеспечения безопасности полетов важное место занимает теория, которая должна позволять не только совершенствовать существующие, но отыскивать новые пути повышения безопасности полетов.

К сожалению, теория безопасности полетов находится только в стадии становления и по-настоящему не стала еще «производительной силой». Поэтому важнейшими задачами являются расширение фронта научных исследований в области безопасности полетов и кардинальное улучшение подготовки летных и инженерно-технических кадров, способных не только поддерживать уровень безопасности полетов, заложенный в новой авиационной технике, но и повышать его путем совершенствования методов обслуживания и применения авиационной техники.

На развитие теории и формирование новой учебной дисциплины «Безопасность полетов летательных аппаратов» большое влияние оказала организация в ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского первой в

стране кафедры безопасности полетов (1966г.), коллектив которой приступил к разработке основ теории безопасности полетов. Большой вклад в развитие теории безопасности полетов внесли видные ученые академии профессора, доктора технических наук А.П.Воронович, Ю.П.Доброленский, Е.А.Румянцев, И.М.Синдеев и др. Уже в 1972г. в академии был поставлен курс «Безопасность полетов летательных аппаратов». В этот же период были созданы специальные кафедры безопасности полетов во всех инженерных ВУЗах ВВС, ВВА им. Ю.А.Гагарина, организованы отделы безопасности полетов во всех исследовательских институтах ВВС, а в 1992г. создан научный центр безопасности полетов авиации Вооруженных Сил.

0.2. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

В понятие «безопасность полета» обычно вкладывается смысл выполнения полета без угрозы для жизни и здоровья экипажа и пассажиров. В полете, как и во всяком движении, присутствует некоторая потенциальная опасность (риск), и, чем меньше риск, тем выше безопасность полета. Поскольку каждое авиационное происшествие представляет угрозу жизни и здоровью экипажа и пассажиров, то под безопасностью полетов (БзП) будем понимать свойства авиационной системы, обеспечивающие выполнение полетов без авиационных происшествий.

В общем случае авиационная система представляет собой сложную человеко-машинную систему, изменяющую структуру и состав на каждом из этапов существования летательного аппарата (ЛА): разработки эскизного проекта, разработки технического проекта и создания опытного образца, испытания авиационной техники (АТ), серийного производства, массовой эксплуатации и применения АТ. Поскольку недостатки и просчеты, допущенные на всех стадиях существования ЛА, в явном виде проявляются только на заключительном этапе, то понятие «авиационная система» (АС) в авиационных частях и гражданской авиации отождествляют с системой, непосредственно осуществляющей массовую эксплуатацию и применение АТ. Такая АС «в малом» представляет

собой совокупность АТ, летных экипажей, служб и средств управления и обеспечения полетов, объединенных структурно и функционально в интересах выполнения полетов.

Авиационное происшествие (АП) – событие, связанное с летной эксплуатацией ЛА, которое привело к гибели (телесному повреждению со смертельным исходом) какого-либо лица, находившегося на борту ЛА и (или) утрате этого летательного аппарата.

Под телесным повреждением со смертельным исходом понимается такое телесное повреждение, в результате которого смерть наступила в течение 30 суток с момента АП.

ЛА считается *утраченным в результате АП*, когда произошло полное разрушения ЛА; местонахождение ЛА (его обломков) не установлено и его официальные поиски прекращены; эвакуация ЛА с места его вынужденной посадки невозможна или нецелесообразна независимо от полученных им повреждений; восстановление ЛА невозможно или экономически нецелесообразно.

Утрата ЛА, связанная с его обслуживанием, хранением или транспортировкой, квалифицируется как *наземное происшествие*.

К авиационным происшествиям не относятся события, связанные с эксплуатацией ЛА, при которых наступило одно из следующих последствий: утрата ЛА или гибель людей, находившихся на его борту во время боевого вылета, в ходе террористического акта, угона или попытки угона ЛА; гибель людей, находившихся на борту ЛА, в результате неблагоприятных воздействий внешней среды после его вынужденной посадки вне аэродрома; гибель людей либо утрата ЛА, находившихся на земле (палубе корабля), в результате авиационного происшествия с другим ЛА; утрата ЛА или гибель людей, находившихся на нем, при выполнении специальных задач в зонах чрезвычайного положения. Перечисленные события квалифицируются как *чрезвычайные происшествия*.

Авиационные происшествия в зависимости от их последствий подразделяются на катастрофы и аварии.

Катастрофа – АП с человеческими жертвами; *авария* – АП без человеческих жертв.

Опасный (неблагоприятный) фактор – событие или явление в авиационной системе или во внешней среде, которое приводит к на-

рушению нормального функционирования авиационной системы и возникновению особой ситуации.

Особая ситуация – обстановка, сложившаяся в полете из-за воздействия опасных факторов. В зависимости от степени опасности особые ситуации делят на катастрофические, аварийные, сложные ситуации и ситуации, вызывающие усложнение условий полета.

Катастрофическая ситуация – особая ситуация, при которой предотвращение гибели людей и (или) утраты ЛА практически невероятно (например, разрушение ЛА в полете, взрыв, неустрашимый пожар и др.).

Аварийная ситуация – особая ситуация, требующая экстренных действий экипажа, от профессионального мастерства которого зависит недопущение перехода этой ситуации в катастрофическую. Аварийная ситуация, как правило, требует немедленного прекращения полета.

Сложная ситуация – особая ситуация, для предотвращения перехода которой в аварийную или катастрофическую требуются своевременные и правильные действия экипажа и руководства полетами (например, немедленное изменение плана, профиля и режима полета). Сложная ситуация может сопровождаться значительным ухудшением летных характеристик, устойчивости и управляемости ЛА, однако не требует немедленного прекращения полета.

Усложнение условий полета – особая ситуация, при которой летные характеристики, устойчивость и управляемость ЛА изменяются незначительно, требуя только повышенного внимания экипажа к источнику, вызвавшему ситуацию. Полет продолжается и может быть благополучно завершён без особых или экстренных действий экипажа.

В качестве иллюстрации классификации особых ситуаций по опасности рассмотрим отказы силовой установки у четырехдвигательного ЛА на крейсерском режиме полета в простых метеоусловиях: отказ одного двигателя – усложнение условий полета; отказ двух двигателей – сложная ситуация; отказ трех двигателей – аварийная ситуация; отказ четырех двигателей – катастрофическая ситуация.

В отечественной авиации продолжительное время широкое распространение имел термин «предпосылка к летному происшествию». В настоящее время вместо этого термина введено понятие

«авиационный инцидент». Авиационные инциденты подразделяются на собственно авиационные инциденты, серьезные авиационные инциденты и серьезные авиационные инциденты с повреждением ЛА.

Авиационный инцидент – событие, связанное с летной эксплуатацией ЛА, которое могло создать или создало угрозу целостности ЛА и (или) жизни лиц, находящихся на его борту, но не закончилось авиационным происшествием.

Серьезный авиационный инцидент – авиационный инцидент, при котором здоровью хотя бы одного из лиц, находившихся на борту ЛА, причинен вред или обстоятельства которого указывают на то, что едва не имело место авиационное происшествие.

Серьезный авиационный инцидент с повреждением ЛА – авиационный инцидент, при котором восстановление ЛА, получившего повреждение, возможно и экономически целесообразно.

К серьезным авиационным инцидентам с повреждением ЛА не относятся повреждения, устраняемые путем замены агрегатов и не требующие применения технологий, не предусмотренных руководством по технической эксплуатации ЛА.

Такие события, как авиационное происшествие, авиационный инцидент, наземное происшествие и чрезвычайное происшествие, объединены общим термином «авиационное событие».

В процессе развития особой ситуации изменяются параметры движения ЛА. Те параметры, которые имеют ограничение из условий обеспечения БзП, будем называть определяющими параметрами. К определяющим параметрам относятся угол атаки (коэффициент C_y), перегрузка, приборная скорость (скоростной напор), число M полета, угловая скорость крена и др.

Каждый из определяющих параметров имеет свою физическую природу ограничения. Так, например, угол атаки ограничивается опасностью сваливания, ухудшением характеристик устойчивости и управляемости ЛА, потерей устойчивости работы силовой установки. Перегрузка ограничивается общей прочностью ЛА, приборная скорость – местной прочностью, полетом в "болтанку", реверсом или флаттером и т.д.

Предельным значением определяющего параметра будем называть такое значение, при котором возникает аварийная или

катастрофическая ситуация. Обеспечение безопасности требует, чтобы в полете определяющие параметры не достигали своих предельных значений, сохранялся некоторый запас. Наибольшее значение параметра, разрешенное при массовой эксплуатации из условий обеспечения безопасности полетов, называется *допустимым значением определяющего параметра*. Определяющий параметр, который в данной особой ситуации раньше всего достигает своего предельного значения, будем называть *критическим параметром*.

Связь областей режимов полета и особых ситуаций с рекомендуемыми ($x_{рек}$), допустимыми ($x_{доп}$) и предельными ($x_{пр}$) значениями определяющего параметра можно представить схемой, приведенной на рис. 0.1.

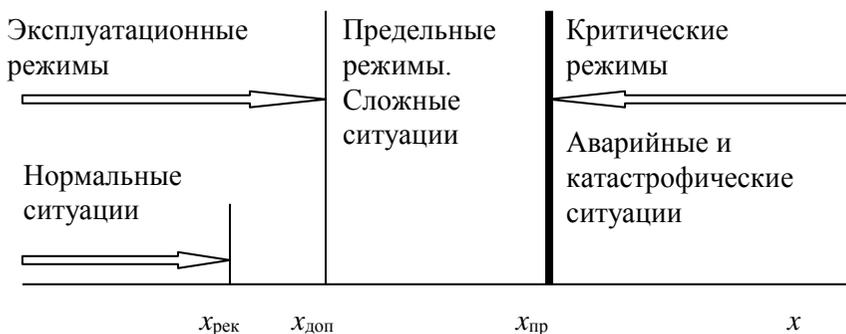


Рис.0.1

0.3. МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ДИСЦИПЛИНЫ "БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ"

Формирование и развитие учебной дисциплины неразрывно связаны с состоянием и развитием теории, предметом изучения которой занимается данная дисциплина. Поскольку уровень БЗП определяется свойствами авиационной системы, то объектом исследования теории БЗП является авиационная система, нормальное функционирование которой зависит от многочисленных случайных

явлений и факторов. В задачу теории БзП входит установление существующих причинно-следственных связей между этими явлениями и факторами, выделение из них главных, определяющих связей и на этой основе создание некоторой модели авиационной системы, позволяющей привести многообразие явлений к некоторому единству. Разработка этой модели базируется на теории сложных систем, которая позволяет выявить структуру модели и существующие функциональные связи между отдельными подсистемами и звеньями.

В общем случае, или, как принято говорить, – «в большом», – авиационную систему можно представить функциональной схемой, показанной на рис. 0.2.

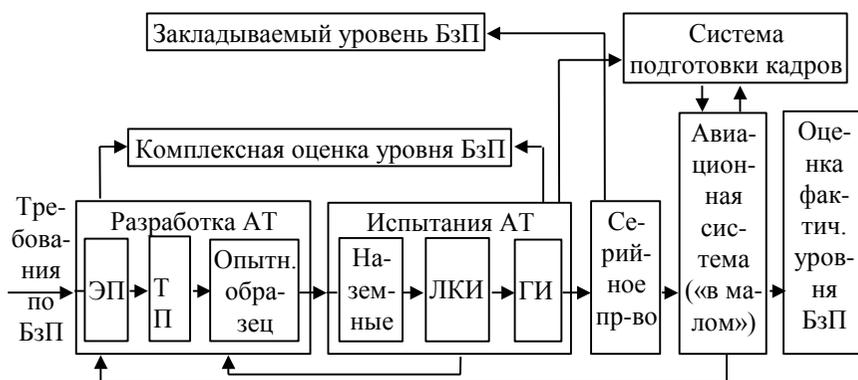


Рис. 0.2

На этапе эскизного проектирования (ЭП) проводится анализ задач, выполняемых данным типом ЛА, выбираются типовые программы полета, обосновывается возможность удовлетворения требований безопасности их выполнения и разрабатываются принципиальные схемы технических средств обеспечения безопасности полетов.

На этапе разработки технического проекта (ТП) и создания опытного образца осуществляются лабораторные исследования и моделирование на пилотажных комплексах, которые позволяют произвести расчетно-экспериментальную оценку ожидаемого уровня безопасности полетов вновь создаваемого ЛА.

Ограниченное время проведения летных (летно-конструкторских (ЛКИ) и государственных (ГИ)) испытаний и невозможность, из условия обеспечения безопасности таких испытаний, моделирования аварийных и катастрофических ситуаций не позволяют получить необходимый статистический материал для полной количественной оценки безопасности полетов. Поэтому такая оценка осуществляется комплексно по результатам расчетов, выполненных на этапе разработки технического проекта, и материалам летных испытаний с введением только наиболее характерных функциональных отказов.

Уровень БзП закладывается при разработке и серийном производстве АТ для определенных условий ее применения и эксплуатации, при определенном уровне подготовки летного и инженерно-технического состава. Фактический уровень БзП в процессе функционирования авиационной системы может существенно изменяться в зависимости от усложнения выполнения конкретных задач, квалификации и дисциплинированности личного состава авиации Вооруженных Сил. Проведение доработок АТ, совершенствование методов ее применения и эксплуатации позволяют устранить те или другие недостатки техники, выявленные в процессе массовой эксплуатации, и существенно повысить уровень БзП.

Поскольку БзП и эффективность применения ЛА проявляются только при практическом выполнении полетов, то под авиационной системой принято понимать самостоятельно функционирующую авиационную часть. Такая система, как известно, представляет собой сложную человеко-машинную систему. Поэтому научной основой теории безопасности полетов является теория полиэргатических систем, свойства которых определяются не только свойствами отдельно взятых технических устройств и людей, образующих эту систему, но и соответствием свойств техники возможностям человека, их согласованностью и социальными аспектами взаимодействия людей.

Для исследования качества функционирования авиационной системы необходимы, во-первых, глубокое изучение свойств отдельных элементов этой системы, во-вторых, разработка методов исследования совместного функционирования всех элементов авиационной системы, выявление факторов, снижающих

устойчивость этого функционирования, и на этой основе разработка эффективных мероприятий по обеспечению безопасности полетов.

В качестве основного метода исследования безопасности полетов используется системный метод, сущностью которого является всесторонний учет имеющихся взаимосвязей между отдельными подсистемами и звеньями авиационной системы, глубокое изучение причинно-следственных связей между ними. Учитывая стохастичность функционирования авиационной системы и вследствие этого случайность возникновения особых ситуаций, для исследования БЗП применяются теория вероятностей и методы математической статистики.

Использование системного подхода требует унификации в описании параметров различных подсистем, так как выходные параметры одних подсистем являются входными для других. При этом не все связи между подсистемами пока удается описать аналитически. Некоторая (доминирующая) часть из них имеет логическую связь, другая такой связи не имеет. Это вносит ряд особенностей в описание свойств авиационной системы и исследование ее функционирования. Из-за большого числа параметров, определяющих безопасность полетов, задача оценки уровня безопасности полетов имеет большую размерность. Для снижения размерности общую авиационную систему расчленяют на ряд подсистем, а подсистемы – на отдельные контуры, или звенья. Такое расчленение позволяет выделить главный контур (звено), от качества функционирования которого зависит уровень безопасности полетов.

Таким главным звеном (контуром) авиационной системы является контур «экипаж–ЛА». Устойчивость функционирования этого контура в полете в конечном счете определяет эффективность применения ЛА, его уровень БЗП. Для исследования устойчивости контура «экипаж–ЛА» требуется разработать математическую модель этого контура. Для этого необходимо хорошо знать свойства ЛА, характеризующие БЗП, свойства и возможности экипажа (летчика). Свойства ЛА определяются квалификацией проектировщиков, конструкторов, технологов, рабочих, принимавших участие в создании ЛА, состоянием и техническим

уровнем оборудования, используемого при серийном производстве, полнотой и качеством стендовых и летных испытаний. Обычно свойства ЛА, поступающих на вооружение, известны (кроме свойств, выявляемых при массовой эксплуатации) и могут быть сравнительно надежно математически описаны.

Основная трудность состоит в математическом описании действий летчика. Случайность, нелинейность и нестационарность действий летчика существенно затрудняют решение этой задачи и не позволяют получить универсальную модель действий летчика. Однако уже созданы и разрабатываются новые частные модели, правильно описывающие действия летчика в конкретных ситуациях и позволяющие исследовать устойчивость замкнутого контура управления «летчик–ЛА». Трудность математического описания действия летчика вынуждает иногда для исследования безопасности полетов применять методы экспертных оценок.

Полет можно рассматривать как последовательный переход контура «летчик–ЛА» от одной полетной ситуации к другой.

Полетная ситуация – это состояние замкнутого контура управления «летчик–ЛА», характеризующееся выполняемой задачей, режимом (V, H, n_y, γ и др.) и условиями (метеоусловия, орнитологическая обстановка и др.) полета. Множество полетных ситуаций состоит из двух подмножеств: нормальных (штатных) и особых (нештатных) ситуаций. При возникновении особой ситуации, вызванной воздействием какого-либо опасного фактора, летчик стремится парировать последствия этого воздействия.

В зависимости от сложности и опасности возникшей ситуации, динамических свойств ЛА, подготовленности и психофизиологического состояния летчика его вмешательство в управление может привести к одному из следующих состояний:

к полному парированию последствий воздействия опасного фактора (приведению ЛА к исходной или новой нормальной ситуации);

к непарированию последствий воздействия опасного фактора (катастрофической ситуации);

к частичному парированию последствий воздействия опасного фактора (локализации) с последующим переходом к новой

особой ситуации.

В некоторых случаях возникшая новая особая ситуация может последовательно переходить от одной ситуации к другой, пока полет не закончится благополучным (БП) или неблагополучным (АП) исходом. Поэтому предметом исследования теории БзП и изучения в дисциплине «Безопасность полетов летательных аппаратов» являются закономерности и причины возникновения и развития особых ситуаций, мероприятия по предупреждению или ослаблению их действия.

Как будет показано в учебнике, уровень безопасности полетов может оцениваться с помощью статистических и вероятностных показателей. При оценке уровня БзП с помощью статистических показателей правомочно использовать данные об авиационных происшествиях, так как только в АП потенциальная опасность каждого полета реализуется в реальное нарушение БзП. Для надежной оценки уровня БзП требуется большой массив статистических данных об авиационных происшествиях, что при современном уровне аварийности возможно получить за значительный срок эксплуатации. Однако за такой срок вследствие проведения доработок и совершенствования методов применения и эксплуатации техники уровень БзП существенно изменяется. Полученная таким образом осредненная за несколько лет эксплуатации оценка уровня безопасности полетов не отражает фактическое состояние уровня БзП в конце рассматриваемого срока. Поэтому для повышения надежности оценки уровня безопасности полетов должны разрабатываться методы, которые позволяли бы использовать статистические данные не только об авиационных происшествиях, но и по особым ситуациям, массив которых на несколько порядков выше массива АП. Для этого требуется знать для каждой имевшей место особой ситуации ее опасность, то есть вероятность перерастания ее в авиационное происшествие, что требует глубокого изучения закономерностей развития особых ситуаций.

Военная авиационная система в конечном счете создается для решения боевых задач. Поэтому обеспечение БзП военного летательного аппарата – не самоцель, а средство успешного выполнения задания. В соответствии с этим безопасность полетов

нельзя рассматривать изолированно от такого свойства авиационного комплекса, как боевая эффективность.

Управление безопасностью полетов и боевой эффективностью практически осуществляется одними и теми же элементами авиационной системы. При этом, как правило, безопасность полетов и боевая эффективность предъявляют противоречивые требования к разработке тех или других систем при создании ЛА, к выбору режима полета при боевом применении, к назначению ограничений и используемому диапазону параметров полета. Каждая из целевых функций (безопасность полета, боевая эффективность, а при создании АТ и стоимость) имеет свое оптимальное решение, поэтому отыскание оптимального управления авиационной системы связано с рядом трудностей, требует разумного компромисса.

Задачу поиска оптимального управления ЛА при боевом применении можно свести к рациональному перераспределению показателей БзП и боевой эффективности. Решение этой задачи различно для мирного и военного времени.

В мирное время приоритет отдается безопасности полетов: боевая эффективность должна рассматриваться из условий обеспечения БзП заданного уровня. Однако может быть поставлена и обратная задача, имеющая практическое значение: оценивать зависимость уровня БзП от различных задач боевой подготовки. Для этого необходимо получить зависимость показателя безопасности полетов от всех значимых неуправляемых и управляемых параметров авиационной системы, то есть разработать общую прогнозную модель аварийности. Разработка такой модели является важной задачей теории безопасности полетов.

По-другому решается задача в военное время. В этом случае перераспределение показателей боевой эффективности и БзП осуществляется из условий обеспечения наибольшей вероятности выполнения боевой задачи. Статистика показывает, что жизненный цикл ЛА в период боевых действий сокращается в десятки раз. Это значит, что летательный аппарат погибает со значительными неиспользованными возможностями по ресурсу, летно-техническим характеристикам. Отсюда возникает вопрос: нельзя ли форсированием работы силовой установки и других систем превратить недоиспользованный ресурс ЛА в улучшение его летных

свойств и соответственно в повышение его боевой эффективности? Кроме того, представляется возможным в военное время расширением эксплуатационных ограничений существенно повысить маневренные характеристики и боевые возможности летательного аппарата.

0.4. ЦЕЛЬ ДИСЦИПЛИНЫ, ЕЕ МЕСТО СРЕДИ ДРУГИХ УЧЕБНЫХ ПРОГРАММ

Теория безопасности полетов является прикладной наукой, позволяющей не только количественно оценивать влияние различных факторов на БзП, но и разрабатывать мероприятия и изыскивать новые пути по ее повышению. Поэтому дисциплина «Безопасность полетов летательных аппаратов» имеет цель дать будущим инженерам теоретические и организационно-методические основы обеспечения БзП. Вопросы обеспечения БзП в той или иной степени находят отражение во всех специальных дисциплинах, связанных с изучением летательных аппаратов, их силовых установок, систем управления, аэродинамики, динамики полета и боевого маневрирования, ремонта и эксплуатации авиационной техники.

В дисциплине «Безопасность полетов летательных аппаратов» на основе сведений, даваемых этими специальными дисциплинами, рассматриваются общие научные проблемы обеспечения безопасности полетов, методы количественной оценки уровня БзП и подходы к разработке мероприятий по обеспечению безаварийной летной работы.

В результате изучения этой дисциплины слушатели должны знать:

роль и место личного состава ИАС в обеспечении БзП;

требования руководящих и нормативных документов по обеспечению безаварийной летной работы и методы их реализации при создании и эксплуатации АТ;

факторы, влияющие на БзП, и методы количественной оценки их влияния;

бортовые средства обеспечения безопасности полетов серийных ЛА;

методы использования информации средств объективного контроля (СОК) для повышения безопасности полетов;

основные принципы и порядок расследования АП и инцидентов;

уметь:

производить количественную оценку влияния опасных факторов на БзП;

оценивать и анализировать уровень БзП на разных стадиях жизненного цикла ЛА;

использовать информацию СОК в целях разработки мероприятий по повышению БзП;

проводить анализ особых ситуаций и АП с целью разработки мероприятий по их предупреждению;

разрабатывать профилактические мероприятия по обеспечению БзП с учетом решаемых задач;

методически грамотно проводить технические разборы и специальные занятия с летным и инженерно-техническим составом по вопросам обеспечения БзП.

Раздел 1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Глава 1. ПОКАЗАТЕЛИ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ. МЕТОДЫ ИХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

1.1. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

Безопасность полетов определяется надежным функционированием всех элементов авиационной системы (АС), их правильным взаимодействием, а также условиями внешней среды, в которой осуществляются полеты.

Техническая сложность современных АС, многочисленность личного состава, служб, участвующих в организации, подготовке, выполнении и обеспечении полетов, эксплуатация ЛА в широком диапазоне погодных, климатических и физико-географических условий порождают многообразие факторов, влияющих на конечный исход полета.

Неблагополучный исход полета как случайность вызывается опасными (неблагоприятными) факторами, которые, как правило, находятся во взаимосвязях друг с другом, по своему характеру неустойчивых и случайных. Поэтому в большинстве случаев АП как неблагоприятный исход полета является следствием воздействия не одного, а совокупности факторов, то есть такие АП имеют многофакторные причины.

Интегральное влияние всех факторов на уровень безопасности полетов определяется по результатам массовой эксплуатации ЛА. Для оценки влияния на БзП отдельных факторов или их сочетаний необходимо рассмотреть природу факторов как по источникам их возникновения, так и по характеру их отрицательных проявлений. По источникам возникновения факторов представляется целесооб-

разным дать такую классификацию, чтобы она раскрывала их как первопричины потенциальной опасности для полетов, то есть как главные в цепочке причинно-следственных связей, приводящих в конечном счете к АП.

Учитывая, что АС является сложной полиэргатической системой, каждая подсистема которой включает технические устройства и людей, по источникам возникновения все факторы, потенциально влияющие на БзП, можно разделить на три группы: технические, личностные и факторы внешней среды. Первые две категории факторов порождаются внутренними свойствами АС, поэтому их иногда называют еще системными, в отличие от факторов внешней среды, которые являются внесистемными. Следует отметить, что границы между АС и средой в общем случае условны и должны назначаться в каждом конкретном случае в зависимости от поставленной задачи исследования.

Для каждой из подсистем АС соотношение технических и личностных факторов и их конкретизация будут различными. Интегрально для такой важнейшей подсистемы, как «экипаж-ЛА», *технические факторы* могут быть представлены безотказностью систем ЛА, его силовой установки, оборудования и вооружения и эргономическим совершенством ЛА.

Безотказность указанных составных частей ЛА оказывает непосредственное влияние на БзП через возможные отказы в полете. Эргономическое совершенство ЛА определяется соответствием свойств ЛА свойствам специалистов, обслуживающих и эксплуатирующих авиационную технику. Несовершенство ЛА в эргономическом отношении может приводить к ошибкам инженерно-технического состава (ИТС) при обслуживании авиационной техники, выполнении регламентных работ и ремонте, а также к ошибкам летных экипажей в технике пилотирования и в эксплуатации техники в процессе выполнения полетов.

На современном ЛА эргономические недостатки, усложняющие работу инженерно-технического состава, распределяются в среднем по группам следующим образом: недостатки, приводящие к несоблюдению мер безопасности, – 11...17%; недостатки рабочих мест ИТС – 22...32%; недостаточная эксплуатационная технологич-

ность –13...16%; конструктивно-производственные недостатки, приводящие к ошибочным действиям, – 28...31%. Более 30% эргономических недостатков существенно снижают безопасность полетов.

Степень эргономического соответствия ЛА возможностям летного состава определяется прежде всего характеристиками устойчивости и управляемости ЛА, характеристиками системы отображения информации, степенью автоматизации процессов управления, компоновкой рабочих мест членов летных экипажей, то есть теми характеристиками, которые определяют качество контакта между экипажем и ЛА.

Вторую группу факторов – *личностные факторы* – можно определить совокупностью показателей, относящихся к индивидуальным характеристикам людей, таким, как моральные и профессиональные качества, физиологические особенности и физическое развитие, психологические особенности. Недостатки по категории личностных факторов проявляются как нарушения установленных правил, ошибочные действия или бездействие лиц, связанных с организацией, обеспечением и выполнением полетов.

Цель профилактики ошибок, обусловленных личностными факторами, должна состоять в выявлении конкретных недостатков того или иного специалиста и в их устранении путем проведения работы с этим специалистом (группой специалистов).

Не все ошибки специалистов могут быть объяснены только личностными факторами. Часть ошибок, как отмечено выше, обусловлена недостаточным эргономическим совершенством авиационной техники. Для объяснения причинной сущности таких ошибок введено понятие «человеческий фактор».

Под *человеческим фактором* понимаются психофизиологические возможности человека, присущие всем людям, обладающим подготовкой, необходимой для профессиональной деятельности, и проявляющиеся во взаимодействии специалистов с техникой, например, летчика и ЛА.

Ошибочные действия, обусловленные человеческим фактором, характеризуются следующими признаками: стабильностью их повторения в одинаковых условиях независимо от конкретной личности специалиста и уровня его подготовки, независимостью ошибок

от типа ЛА. Исключение ошибочных действий, обусловленных человеческим фактором, должно решаться путем эргономического совершенствования техники до уровня соответствия психофизиологическим возможностям человека.

Строго говоря, как правило, каждое ошибочное действие специалиста является следствием ряда причин, относящихся как к личностному, так и к человеческому факторам. Во многих случаях выделить строго, где виновата техника, провоцирующая ошибки человека, а где – сам человек как личность – не представляется возможным. Поэтому АП и другие неблагоприятные события, произошедшие из-за ошибок специалистов, весьма часто квалифицируются по категории личностного фактора, то есть, по сути дела, часть вины техники человек берет на себя. Это обусловлено тем, что авиационная эргономика и человеческий фактор трудно поддаются измерению и во многом субъективны.

Третью группу факторов – *факторы внешней среды* – можно определить как факторы природной и созданной человеком искусственной среды, в условиях которой функционируют все подсистемы и элементы АС. Отдельные природные явления или факторы искусственной среды могут непосредственно влиять на БЗП, другие – вызывать отказы техники, третьи – ошибки экипажа.

Особую группу факторов, потенциально, опосредованно влияющих на БЗП и в настоящее время наименее изученных и фиксируемых в практике эксплуатации, составляют *социально-экономические факторы*. В иерархии факторов, приводящих по цепочке причинно-следственных связей в конечном счете к АП, такие факторы в ряде случаев являются первичными по отношению к другим факторам. Не вызывает сомнений, что социально-экономические факторы в какой-то мере определяют и технические, и личностные факторы, ибо технику создают и эксплуатируют вполне конкретные люди, живущие в конкретных социально-экономических условиях.

Методически целесообразно по характеру отрицательных проявлений опасных факторов разделить их на три группы: отказы авиационной техники, ошибки личного состава, неблагоприятные внешние условия полета. Взаимосвязь этих групп факторов с источниками их возникновения иллюстрируется схемой, изображенной на рис. 1.1.

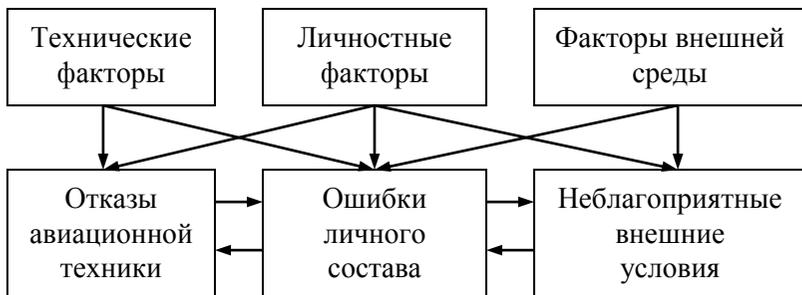


Рис. 1.1

К *отказам авиационной техники* относятся отказы функциональных систем ЛА, его силовой установки, оборудования и вооружения. На безопасность полетов оказывают отрицательное влияние отказы наземных технических устройств обеспечения и управления полетами.

К *ошибкам личного состава* относятся ошибки летного и инженерно-технического состава, лиц группы руководства полетами, а также личного состава служб обеспечения полетов при организации, подготовке и выполнении полетов.

Под *неблагоприятными условиями* следует понимать такие внешние условия, которые не соответствуют установленным минимумам для летных экипажей, ЛА и аэродромов.

Значительное число факторов, влияющих на безопасность полетов, требует научного анализа причин их появления, оценки степени их опасности для разработки профилактических мероприятий по повышению БзП.

1.2. СТАТИСТИЧЕСКИЕ ПОКАЗАТЕЛИ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Для количественной оценки уровня безопасности полетов и выявления его зависимости от свойств авиационной системы используют специальные показатели (критерии). В настоящее время в авиационной практике и исследованиях (анализах) безопасности полетов применяют два типа показателей – статистические и вероят-

ностные.

Статистические показатели обычно выражаются физическими величинами или отношением этих величин, получаемых в результате обработки статистических данных эксплуатации. Вероятностные показатели вычисляются методами теории вероятности аналитическим путем. Строго говоря, статистические и вероятностные показатели связаны функционально друг с другом (см. п. 1.3.), поэтому и тот, и другой типы показателей в принципе могут быть рассчитаны и по данным статистики аварийности, и аналитическим путем на основе использования вероятностных методов. Как правило, их непосредственное вычисление производится так, как указано выше.

Статистические показатели можно разделять на общие и частные, абсолютные и относительные. Общие показатели характеризуют уровень безопасности полетов, учитывая интегральное влияние на нее всех факторов, а частные – влияние только отдельных факторов или групп однородных факторов.

Общие абсолютные статистические показатели. К ним относятся: абсолютные числа авиационных происшествий $n_{\text{АП}}$, катастроф $n_{\text{к}}$, инцидентов $n_{\text{и}}$, число погибших в АП членов экипажей и пассажиров m , материальный ущерб от АП.

Абсолютные показатели могут быть использованы при долгосрочном планировании заказов авиационной техники, для уточнения соответствующих статей расходов на развитие авиации, для выявления общих тенденций в динамике аварийности и других случаях.

Потери авиационной техники от АП достаточно велики. Ежегодно в результате аварий и катастроф теряются более десятка ЛА. Все возрастающая стоимость современных боевых ЛА приводит к росту материального ущерба от АП.

При ведении боевых действий авиация наряду с боевыми потерями несет значительные потери от АП (небоевые потери). Это подтверждается опытом второй мировой войны и последующих локальных войн и конфликтов. В годы второй мировой войны США потеряли больше самолетов от АП, чем в результате действий противника. В 1983г. во время конфликтов в Гренаде и Ливане, в которые была вовлечена авиация ВМС США, аварийность в них возросла более

чем в два раза. Резкое увеличение аварийности в период ведения боевых действий объясняется специфическими условиями применения авиации: существенным увеличением нагрузки на летные и наземные экипажи, использованием предельных режимов полета, полетами в сложных метеоусловиях и др. Вполне очевидно, что проблема снижения аварийности в период ведения боевых действий является весьма актуальной.

Абсолютные показатели в прямой постановке количественно не характеризуют уровень безопасности полетов, так как они зависят от количественного и качественного состава парка ЛА, суммарного налета и т.д. По абсолютным показателям нельзя сравнить уровни БзП различных типов ЛА, родов авиации. От рассмотренных недостатков в определенной мере свободны относительные статистические показатели.

Общие относительные статистические показатели. В военной авиации в качестве относительных показателей используют два типа показателей:

средний налет на одно событие рассматриваемой тяжести T_i , на одно авиационное происшествие $T_{АП}$, на одну катастрофу T_k , на один инцидент $T_{и}$;

среднее число событий рассматриваемой тяжести M_i , приходящееся на 10^5 часов налета.

Вычисление этих показателей производится по очевидным соотношениям, например:

$$T_{АП} = \frac{t_{\Sigma}}{n_{АП}}; \quad M_{АП} = \frac{n_{АП}}{t_{\Sigma}} \cdot 10^5 = \frac{10^5}{T_{АП}}, \quad (1.1)$$

где t_{Σ} – суммарный налет в часах за анализируемый период.

Показатели могут вычисляться как годовые (анализируемый период – один календарный год) или как кумулятивные (суммарные). В последнем случае анализируемый период составляет несколько календарных лет. Кумулятивные показатели являются более достоверными в статистическом смысле и менее подвержены случайным колебаниям по сравнению с годовыми показателями.

Справедливость этого положения можно подтвердить графиками,

приведенными на рис. 1.2 и 1.3. На рис. 1.2 представлены зависимости от суммарного налета кумулятивного показателя $T_{АП}$ для самолетов F-15 и F-16 с начала их эксплуатации, а на рис. 1.3 – зависимости годового показателя $T_{АП}$ от календарного времени в целом для ВВС США и тактической авиации ВВС США.

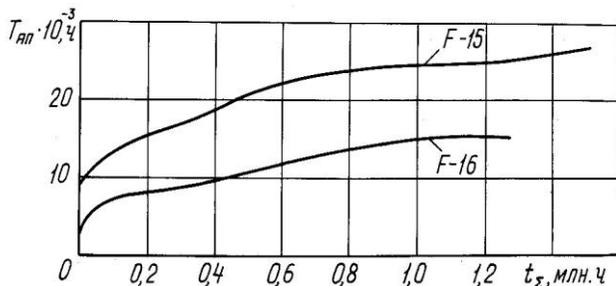


Рис. 1.2

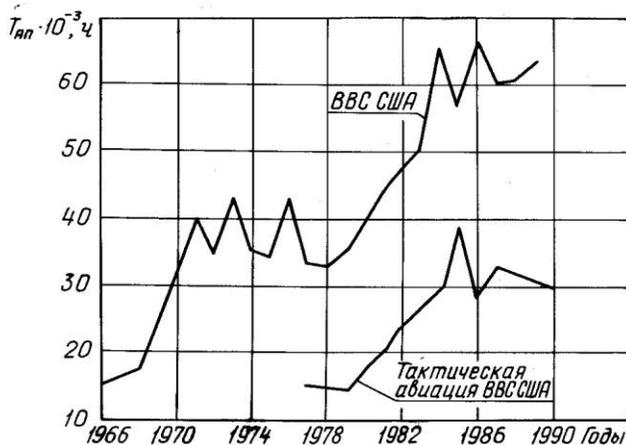


Рис. 1.3

Рассмотрим общие тенденции изменения годового среднего налета на одно авиационное происшествие $T_{АП}$ как наиболее общие характеристики уровня безопасности полетов на примере данных аварийности по ВВС США (см. рис. 1.3). Анализ графиков позволяет сформулировать выводы, отражающие общие закономерности в из-

менении уровня БзП военных самолетов:

1. Развитие военной авиации сопровождается увеличением среднего налета на одно АП, хотя эта тенденция крайне неравномерная. Периоды роста уровня БзП чередуются с периодами его практической стабилизации.

2. Для самолетов тактической авиации (штурмовиков, истребителей, истребителей-бомбардировщиков) средний налет на одно АП значительно меньше, чем в среднем по парку ЛА. Это объясняется тем, что в составе парка ЛА определенную часть составляют тяжелые самолеты (бомбардировщики, военно-транспортные самолеты), для которых средний налет на одно АП значительно больше, чем для легких самолетов.

В гражданской авиации для оценки достигнутого уровня безопасности полетов используют показатели, регламентированные ИКАО (международной организацией гражданской авиации при ООН). Важнейшими из них являются следующие: $M_{к1}$, $M_{к2}$, $M_{к3}$ – количество катастроф, приходящееся соответственно на 100 млн. километров налета, на 100 тыс. часов налета, на 100 тыс. полетов (посадок); \bar{m} – число погибших в катастрофах пассажиров, приходящееся на 100 млн. пассажиро-километров. На рис.1.4 показана динамика этих показателей по данным ИКАО.

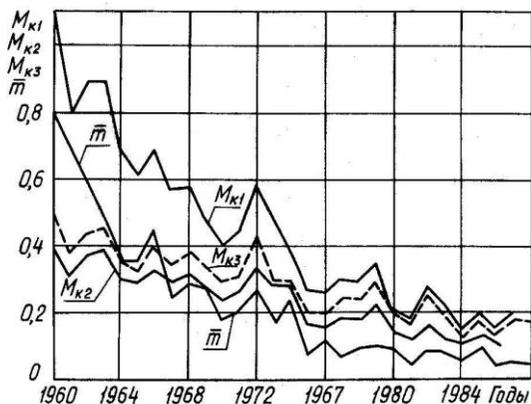


Рис. 1.4

Частные статистические показатели. Общие статистические показатели имеют интегральный характер и в силу этого не позволяют выявить влияние на уровень БЗП отдельных факторов. Эта задача в определенной мере решается при использовании частных показателей. Как и общие показатели, они могут быть абсолютными и относительными.

К *абсолютным частным показателям* относят n_i , n_j , n_v – количества событий (аварий, катастроф, АП вообще), соответственно вызванных i -й причиной (фактором), j -й группой причин (факторов), происшедших на v -м этапе полета.

К *относительным частным показателям* относят относительные количества событий, происшедших по указанным выше причинам:

$$\bar{n}_i = \frac{n_i}{n}; \quad \bar{n}_j = \frac{n_j}{n}; \quad \bar{n}_v = \frac{n_v}{n},$$

где n – общее количество событий по всем причинам (этапам полета); T_j – средний налет на одно событие, происшедшее по j -й группе причин (факторов),

$$T_j = \frac{t_{\Sigma}}{n_j}.$$

В табл. 1.1 приведено распределение в процентах АП по основным группам причин и по этапам полета для военной и гражданской авиации.

Т а б л и ц а 1.1

Группы причин АП				Этапы полета			
Ошибки личного состава	Отказы авиационной техники	Неблагоприятные условия	Причины АП не установлены	Взлет и набор высоты	Маршрутный полет	Зона, боевое применение	Заход на посадку и посадка
В о е н н а я а в и а ц и я							
60...70	20...30	2...5	2...4	15...20	10...20	30...50	20...40
Г р а ж д а н с к а я а в и а ц и я							
60...80	10...25	5...10	5...7	30...35	15...20	—	50...55

Из данных табл. 1.1 следует:

1. Ошибки личного состава как причины АП являются преобладающими среди других причин как в военной, так и в гражданской авиации. Это подтверждает важность проблемы выявления причин ошибочных действий личного состава с позиций личностного и человеческого факторов.

2. Для военной авиации наиболее аварийные этапы полета: заход на посадку и посадка, полет в зону и боевое применение. Первый этап связан со скоротечностью процессов управления в режиме захода на посадку, дефицитом времени на исправление допущенной ошибки, необходимостью строгого выдерживания заданных параметров полета и профиля полета; второй – полет в зону и боевое применение – обусловлен использованием на этих этапах полета режимов полета, близких к предельным, с повышенной нагрузкой на летные экипажи и их некоторым отвлечением от задач пилотирования при выполнении боевой задачи.

3. Для гражданской авиации наиболее аварийный этап полета – заход на посадку и посадка, так как из всех этапов полета этот этап является наиболее сложным по выполнению.

Статистические показатели вычисляются по реальным данным массовой эксплуатации, их главное достоинство – объективность. Однако статистические показатели имеют и ряд недостатков, сужающих область их практического использования. К ним можно отнести:

оценку уровня БзП по статистическим показателям производят тогда, когда АП произошли, то есть они регистрируют прошлые факты;

статистические показатели невозможно применить для прогноза уровня БзП при изменении условий эксплуатации и применения;

по статистическим показателям невозможно дать оценку эффективности различных организационных и технических мероприятий, направленных на повышение БзП, еще до их практической реализации;

по статистическим показателям невозможно выявить влияние на уровень БзП какого-либо конструктивного или аэродинамического параметра ЛА, провести оптимизацию уровня БзП с учетом стоимости и эффективности.

Перечисленные недостатки статистических показателей принципиально устранимы или могут быть компенсированы использованием второго типа показателей – вероятностных.

1.3. ВЕРОЯТНОСТНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Вероятностные показатели безопасности полетов объективно отражают ту закономерность, что авиационное происшествие как потенциально возможный исход конкретного полета является по своей природе случайным событием в силу случайности возникновения во времени и пространстве полета опасных факторов, вызывающих его.

Примем за уровень безопасности выполнения отдельного полета вероятность P благополучного его завершения. Вероятность неблагоприятного завершения полета, то есть заканчивающегося АП, обозначим Q . Эта вероятность характеризует уровень риска в отдельном полете. Из физических соображений ясно, что

$$P + Q = 1. \quad (1.2)$$

Вероятности P и Q – показатели безопасности полета. Исходя из (1.2) для оценки безопасности полета достаточно знать одну из указанных вероятностей, например Q .

Вполне очевидно, что безопасность выполнения множества полетов определяется безопасностью выполнения отдельных полетов. Формализуем связь понятий «безопасность полетов» и «безопасность полета». Если Q – уровень риска в отдельном полете, то для множества, в частности N , полетов в качестве такого же смыслового критерия может быть принята вероятность Q_n , то есть вероятность того, что в N полетах произойдет ровно n АП, где $n = \overline{0, N}$.

Будем полагать, что все полеты идентичны по безопасности их выполнения, то есть $Q_1 = Q_2 = \dots = Q_n = Q$. При этом предположении для вычисления вероятностей n АП в N полетах можно воспользоваться частной теоремой теории вероятностей о повторении опытов,

в соответствии с которой связь Q_n и Q будет определяться биномиальным распределением:

$$Q_n = C_N^n Q^n (1-Q)^{N-n}, \quad (1.3)$$

где

$$C_N^n = \frac{N!}{n!(N-n)!}.$$

В действительности в общем случае полеты могут производиться в неодинаковых условиях, и вероятности благополучного завершения каждого полета меняются от полета к полету. Для вычисления вероятностей появления определенного числа АП в этих случаях нужно пользоваться методикой, основанной на общей теореме теории вероятностей о повторении опытов.

Трудности вычисления по формуле (1.3) возрастают с увеличением числа полетов N . При оценке безопасности полетов реально выполняются условия: $Q \ll 1$; число полетов N достаточно велико. В соответствии с этим с достаточной степенью точности для упрощения вычислительных процедур биномиальное распределение (1.3) может быть заменено пуассоновским распределением вероятностей:

$$Q_n = \frac{(NQ)^n}{n!} e^{-NQ}. \quad (1.4)$$

Для вероятности благополучного завершения всех N полетов, полагая в формуле (1.4) $n = 0$, получаем

$$P_{\text{БП}} = Q_{n=0} = e^{-NQ} = e^{-N(1-P)}. \quad (1.5)$$

Вероятность $P_{\text{БП}}$ по смыслу является показателем безопасности полетов, и, следовательно, формула (1.5) является математическим выражением показателя безопасности полетов $P_{\text{БП}}$ через показатель безопасности одного полета P , то есть является формализованной связью понятий безопасности полетов и безопасности полета.

Рассматриваемое в распределении (1.4) число полетов N реализуется за суммарный налет t_Σ , так что $N = \frac{t_\Sigma}{t_n}$, где t_n – продолжительность одного полета.

Учитывая, что в одном полете более одного АП произойти не может, математическое ожидание числа

АП на отрезке времени t_n формально можно записать в виде $\Lambda t_n = Q$, где Λ – интенсивность потока АП, то есть среднее число АП в единицу времени налета. Для всех N полетов математическое ожидание числа АП будет определяться $m_n = NQ = \Lambda t_n N = \Lambda t_\Sigma$ и соответственно распределение (1.4) можно записать в виде

$$Q_n = \frac{(m_n)^n}{n!} e^{-m_n} = \frac{(\Lambda t_\Sigma)^n}{n!} e^{-\Lambda t_\Sigma} \quad (1.6)$$

Поток АП, описываемый распределением (1.6), является простейшим, то есть обладает свойствами стационарности, ординарности и отсутствия последействия. Для такого потока время t между соседними событиями (АП), как известно из теории вероятностей, распределено по показательному закону с плотностью вероятностей

$$f(t) = \Lambda e^{-\Lambda t} \quad (1.7)$$

Применяя к выражению (1.7) операцию определения математического ожидания, вычислим средний налет на одно АП

$$T_{\text{АП}} = m_t = \Lambda \int_0^{\infty} t e^{-\Lambda t} dt = \frac{1}{\Lambda} \quad (1.8)$$

Используя результат (1.8), запишем распределение (1.6) в виде

$$Q_n = \frac{\left(\frac{t_\Sigma}{T_{\text{АП}}}\right)^n}{n!} e^{-\frac{t_\Sigma}{T_{\text{АП}}}} \quad (1.9)$$

При $n = 0$ получим выражение для показателя безопасности полетов

$$P_{\text{БП}} = e^{-\frac{t_\Sigma}{T_{\text{АП}}}} \quad (1.10)$$

Формула (1.10) определяет связь вероятностного показателя безопасности полетов со статистическим показателем – средним налетом на одно АП.

Из сопоставления формул (1.5) и (1.10) определим, что

$$Q = \frac{t_\Sigma}{NT_{\text{АП}}} = \frac{t_n}{T_{\text{АП}}} \quad (1.11)$$

При продолжительности полета t_n один час уровень риска

$$Q = \frac{1}{T_{АП}} = \Lambda,$$

то есть численно равен интенсивности потока АП.

Формулы (1.4), (1.9), (1.11) свидетельствуют о том, что при расчетах показателей безопасности полетов для определенных значений $t_{\Sigma}(N)$ достаточно знать один из трех показателей Q , Q_n , $T_{АП}$, а два других определяют по приведенным выше соотношениям.

Приняв обозначения Λ_T , $\Lambda_{лс}$, $\Lambda_{ну}$ – интенсивности потоков АП соответственно из-за отказов авиационной техники, ошибок личного состава и неблагоприятных условий полета и полагая АП по этим факторам независимыми друг от друга событиями, общий показатель безопасности полетов $P_{БП}$ можно представить через частные показатели:

$$P_{БП} = e^{-\Lambda t_{\Sigma}} = e^{-\Lambda_T t_{\Sigma}} e^{-\Lambda_{лс} t_{\Sigma}} e^{-\Lambda_{ну} t_{\Sigma}} = P_T P_{лс} P_{ну}, \quad (1.12)$$

где P_T , $P_{лс}$, $P_{ну}$ – вероятности отсутствия АП за суммарный налет соответственно из-за отказов техники, ошибок личного состава, неблагоприятных условий.

Следует отметить, что соотношения (1.5) и (1.10) применимы не только к оценке вероятности отсутствия АП, но и вероятности отсутствия инцидентов, отказов в воздухе, если потоки этих событий являются простейшими (подчиняются распределению Пуассона). В этом случае под Q (или P) в формуле (1.5) нужно понимать вероятность появления (или неоявления) соответствующего события, а под $T_{АП}$ в формуле (1.10) – средний налет на одно такое событие.

Связь между вероятностными и статистическими показателями безопасности полетов дает возможность решать ряд практических задач, в частности, задавать в вероятностной форме требования к уровню БзП для проектируемого ЛА на основании опыта эксплуатации однотипного ЛА; оценивать эффективность различных мероприятий, направленных на повышение БзП; определять соответствие фактического уровня БзП заданному и др.

1.4. ОБЩИЙ ПОДХОД К ОЦЕНКЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ С ПОМОЩЬЮ ВЕРОЯТНОСТНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ

Авиационное происшествие – случайное событие. Оно может произойти при условии, что в полете появится опасный фактор (группа факторов) и его последствия не будут парированы экипажем (летчиком). Опасные факторы, являясь следствием вполне конкретных причин, возникают в произвольные моменты времени, и в этом заключается их случайность.

За событие парирования примем событие невыхода определяющих параметров x_j за свои предельные значения $x_j < x_{j_{\text{пр}}}$; $j = \overline{1, l}$. Строго говоря, событие $x_j > x_{j_{\text{пр}}}$ не всегда обязательно приводит к АП. В ряде случаев после превышения $x_{j_{\text{пр}}}$ летчик своими действиями может возвратить ЛА в область $x_j < x_{j_{\text{пр}}}$, например, парировать режим сваливания самолета и возвратить его на нормальные углы атаки. В дальнейшем для однозначности суждений выход одного или нескольких определяющих параметров за их предельные значения будем полагать за неблагоприятный исход полета (АП).

Обозначим: p_i, q_i – вероятности неоявления и появления i -го опасного фактора; r_i, s_i – условные вероятности парирования и непарирования его последствий. В принятых обозначениях, учитывая, что $p_i + q_i = 1, r_i + s_i = 1$, вероятностные показатели БзП будут иметь очевидные выражения

$$P_i = p_i + q_i r_i = 1 - Q_i; \quad (1.13)$$

$$Q_i = q_i s_i. \quad (1.14)$$

Формула (1.13) имеет простой физический смысл, который можно интерпретировать следующим образом: по отношению к i -му опасному фактору полет с вероятностью P_i будет безопасным, если i -й фактор с вероятностью p_i не проявится, а если и проявится с ве-

роятностью q_i , то его последствия с условной вероятностью r_i будут парированы экипажем (летчиком). По аналогии читатель может раскрыть смысл формулы (1.14).

Сложнее обстоит вопрос получения развернутых выражений для P и Q с учетом возможного воздействия на ЛА в полете совокупности опасных факторов.

Задача определения аналитической зависимости уровня риска Q (или вероятности P) в течение времени полета t с учетом всех свойств авиационной системы и внешней среды, потенциально влияющих на БЗП, является ключевой в теории безопасности полетов и до настоящего времени в конечном виде не решена. Сложность решения этой задачи заключается в том, что, во-первых, свойства авиационной системы и внешней среды представляются обширным множеством физически разнородных параметров, что приводит к большой размерности решаемой задачи; во-вторых, не все свойства авиационной системы, отрицательно влияющие на БЗП, выявлены достаточно четко; в-третьих, отдельные свойства авиационной системы и внешней среды не могут быть формализованно представлены набором определенных параметров, являющихся статистически контролируруемыми. По поводу последнего можно привести такой пример: известно, что возможность столкновения самолета с птицами влияет на уровень риска, однако рассчитать вероятность этого события в общем случае не представляется возможным. Можно лишь указать на периоды времени или режимы полета, где столкновение наиболее вероятно.

По указанным выше причинам задача определения аналитической зависимости уровня риска Q от времени полета решается только в частных случаях для отдельных совокупностей опасных факторов. Методика расчета P и Q при этом зависит от специфики опасных факторов и их последствий. Эта специфика может быть отображена набором признаков, показанных на рис. 1.5.

Вероятность появления дискретных во времени факторов не зависит от времени полета, а определяется в основном характером выполняемого этапа полета, уровнем подготовки летчика. К таким факторам можно, например, отнести отказы дискретно функционирующих систем ЛА, ошибки в технике пилотирования при выполнении

сложного маневра. Вероятность появления непрерывных по времени факторов является функцией времени полета. К таким факторам можно отнести отказы непрерывно функционирующих систем ЛА, ошибки летчика в технике пилотирования при выполнении стационарных режимов полета, выбросы перегрузки из-за воздействия турбулентности и др. Однократно появляющиеся факторы могут возникать в полете только один раз, многократно появляющиеся факторы в полете могут повторяться несколько раз при условии, если предыдущее появление фактора парировано экипажем.

Независимые факторы могут появляться в полете в любой последовательности, зависимые – в такой последовательности, которая определяется зависимостью факторов друг от друга. Последствия факторов можно считать независимыми, если они не зависят от того, в какой последовательности факторы появляются в полете, и зависимыми – в противном случае. Примером последних могут быть отказы в системе САУ–блок контроля. Если САУ отказывает при ра-

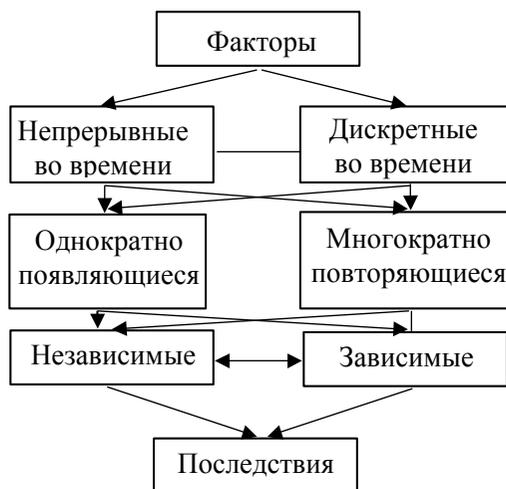


Рис.1.5

ботающем блоке контроля, то ее отказы, как правило, не опасны; если САУ отказывает при уже отказавшем блоке контроля, то ее отказы могут быть опасными.

Математическим формулировкам методов расчета показателей

P и Q , изложенным в параграфах 1.5 и 1.6, предпишем следующие исходные положения:

1. Для исследуемого случая расчета показателей P и Q возможно возникновение в полете n опасных факторов.

2. Полет продолжительностью t состоит из z последовательно (в соответствии с заданием) выполняемых этапов $(1, 2, \dots, s, \dots, z)$.

3. Величина условной вероятности парирования последствий факторов зависит от этапа полета и изменяется от этапа к этапу ступенчато.

4. Считаются известными для каждого s -го этапа величины $P_{i,s}, Q_{i,s}, R_{i,s}, S_{i,s}$ – соответственно вероятности невозникновения и возникновения i -го фактора и условные вероятности его парирования и непарирования.

1.5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ БЕЗОПАСНОГО ПОЛЕТА МЕТОДОМ ПЕРЕБОРА ГИПОТЕЗ

В основу математической формулировки метода может быть положена формула полной вероятности, предусматривающая рассмотрение всех физически возможных гипотез, связанных с отдельными опасными факторами и их комбинациями.

Вероятность благополучного исхода полета при n возможных опасных факторах в любых их сочетаниях можно записать в виде

$$P = P(A_0) + \sum_{i=1}^n P_i(A_1) + \sum_{\substack{k=1 \\ k \in i, j \\ i \neq j}}^{C_n^2} P_{i,j}(A_2) + \dots + P_{i,j,\dots,n}(A_n), \quad (1.15)$$

где $P(A_0)$ – вероятность того, что не возникает ни один опасный фактор; $P_i(A_1), P_{i,j}(A_2)$ – вероятность того, что возникают только один опасный фактор и исход полета будет благополучным, два опасных фактора и т.д.

Слагаемые в (1.15) при условии, что факторы независимы, определяются следующими выражениями:

$$\left\{ \begin{array}{l} P(A_0) = p_1 p_2 \dots p_n; \\ P_i(A_1) = p_1 p_2 \dots p_{i-1} p_{i+1} \dots p_n q_i r_i; \\ P_{i,j}(A_2) = p_1 p_2 \dots p_{i-1} p_{i+1} \dots p_{j-1} p_{j+1} \dots p_n q_i q_j r_i r_j; \\ \dots \\ P_{i,j,\dots,n}(A_n) = q_1 q_2 \dots q_n r_1 r_2 \dots r_n. \end{array} \right. \quad (1.16)$$

Вероятность авиационного происшествия Q определяется из очевидного условия, что каждый последующий опасный фактор во время полета физически возможен, если перед этим опасные факторы не возникали, а если и возникали, то они парировались. В соответствии с этим условием получим

$$Q = q_1 s_1 + (p_1 + q_1 r_1) q_2 s_2 + \dots + (p_1 + q_1 r_1)(p_2 + q_2 r_2) \dots \dots (p_{n-1} + q_{n-1} r_{n-1}) q_n s_n = q_1 s_1 + \sum_{i=2}^n \left\{ q_i s_i \prod_{k=1}^{i-1} (p_k + q_k r_k) \right\}. \quad (1.17)$$

Вообще говоря, уровень риска Q можно вычислить и более простым способом – как вероятность противоположного события, то есть

$$Q = 1 - P. \quad (1.18)$$

Рассмотрим элементарный пример. Определить выражение для P при воздействии двух независимых факторов. В соответствии с (1.15) и (1.16) имеем

$$P = p_1 p_2 + p_1 q_2 r_2 + p_2 q_1 r_1 + q_1 q_2 r_1 r_2. \quad (1.19)$$

Нетрудно заметить, что выражение (1.19) может быть представлено произведением

$$P = (p_1 + q_1 r_1)(p_2 + q_2 r_2).$$

Обобщая этот результат для n независимых факторов, получим

$$P = \prod_{i=1}^n (p_i + q_i r_i). \quad (1.20)$$

Формула (1.20) является компактной записью развернутых выражений, представленных (1.15) и (1.16).

С учетом воздействия на ЛА только одного фактора, который может возникать в полете неоднократно, например m раз, на основа-

нии (1.20) имеем

$$P = (p + qr)^m . \quad (1.21)$$

Учитывая, что $p + q = 1$, $r = 1 - s$, из (1.21) следует

$$P = (1 - Q)^m , \quad (1.22)$$

где $Q = qs$ – уровень риска при однократном появлении фактора.

Раскладывая функцию (1.22) в ряд и ограничиваясь первыми двумя членами разложения, получим

$$P = 1 - Qm .$$

Заметим, что это соответствует разложению функции e^{-Qm} при ограничении его первыми двумя членами разложения. Следовательно, приближенно можно представить

$$P = e^{-Qm} = e^{-qsm} . \quad (1.23)$$

Пример. При выполнении маневра вероятность ошибки летчика $q = 10^{-3}$, условная вероятность ее непарирования $s = 10^{-1}$. Оценить безопасность выполнения 100 таких маневров.

Расчеты проводим в соответствии с формулой (1.22):

$$P = (1 - 10^{-3} \cdot 10^{-1})^{100} = 0,990049339$$

и формулой (1.23) :

$$P = e^{-10^{-3} \cdot 10^{-1} \cdot 10^2} = 0,990049834 .$$

Как видно, погрешность от замены точной формулы приближенной сказывается только начиная с седьмого знака после запятой.

До сих пор все рассуждения и выкладки относительно методики расчета показателей P и Q велись без учета этапности выполнения полета. К решению этой задачи можно подойти, рассматривая вероятности благополучного P_i и неблагополучного Q_i исходов по каждому i -му фактору с учетом этапности выполнения полета.

Для фактора i -го типа последовательность событий по этапам полета, связанная с возможностью его появления на одном из этапов, может быть представлена графом (деревом состояний), изображенным на рис. 1.6. Граф характеризует многошаговый процесс $(1, \dots, s-1, s, \dots, z)$ перехода системы из одного состояния (события) к другому с учетом возможности появления i -го фактора на рассмат-

риваемом этапе, начиная от первого и заканчивая последним. На стрелках графа проставляются вероятности перехода от одного состояния к другому, при этом должно соблюдаться условие: сумма вероятностей на всех стрелках, выходящих из одного состояния, должна равняться единице.

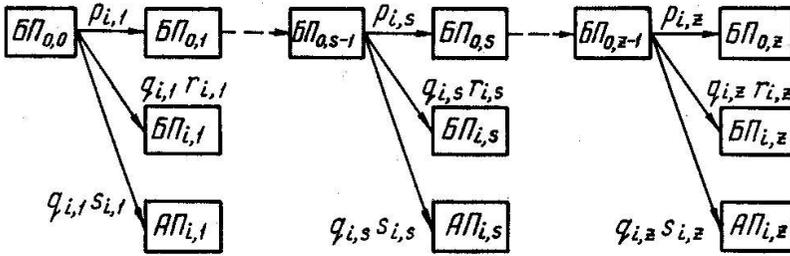


Рис. 1.6

На рис. 1.6 обозначено: $БП_{0,s}$ – событие неоявления i -го фактора на s -м этапе; $БП_{i,s}$, $АП_{i,s}$ – события благополучного и неблагоприятного исходов при появлении i -го фактора на s -м этапе.

Вероятности этих событий определяются как произведение всех вероятностей, указанных на стрелках, начиная от рассматриваемого события и заканчивая начальным $БП_{0,0}$. Заметим, что вероятность $P(БП_{0,0}) = p_{i,0} = 1$, то есть в начале полета i -й фактор отсутствует.

В соответствии с изложенным

$$P(БП_{0,s}) = \prod_{k=1}^s p_{i,k}; \quad (1.24)$$

$$P(БП_{i,s}) = q_{i,s} r_{i,s} \prod_{k=1}^{s-1} p_{i,k}; \quad (1.25)$$

$$Q(АП_{i,s}) = q_{i,s} s_{i,s} \prod_{k=1}^{s-1} p_{i,k}. \quad (1.26)$$

Для всех z этапов полета показатели P_i и Q_i с учетом воздействия только одного i -го фактора на основании формул (1.24) –

(1.26) приобретают вид:

$$P_i = \prod_{s=1}^z p_{i,s} + \sum_{s=1}^z \left(q_{i,s} r_{i,s} \prod_{k=1}^{s-1} p_{i,k} \right); \quad (1.27)$$

$$Q_i = \sum_{s=1}^z \left(q_{i,s} s_{i,s} \prod_{k=1}^{s-1} p_{i,k} \right). \quad (1.28)$$

По всем n факторам, учитывая их независимость, имеем

$$P_i = \prod_{i=1}^n P_i = \prod_{i=1}^n \left[\prod_{s=1}^z p_{i,s} + \sum_{s=1}^z \left(q_{i,s} r_{i,s} \prod_{k=1}^{s-1} p_{i,k} \right) \right]. \quad (1.29)$$

Уровень риска Q за полет с учетом возможного воздействия всех n факторов определим как

$$Q = 1 - P = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - Q_i). \quad (1.30)$$

Раскрывая почленно произведение $\prod_{i=1}^n (1 - Q_i)$, на основании формулы (1.30) определяем

$$Q = \sum_{i=1}^n Q_i - \sum_{\substack{l=1 \\ l \in i, j \\ i \neq j}}^{C_n^2} Q_i Q_j + \dots + (-1)^{n-1} \prod_{i=1}^n Q_i. \quad (1.31)$$

Условие нормировки $P + Q = 1$ выполняется. Учитывая, что $Q_i \ll 1$, в ряде случаев формулу (1.31) можно ограничить только первым слагаемым, то есть

$$Q = \sum_{i=1}^n Q_i.$$

В заключение укажем, что метод перебора гипотез при расчете показателей P и Q может применяться как для дискретных, так и непрерывных факторов, как зависимых, так и независимых.

При расчете показателей P и Q для зависимых факторов целесообразно пользоваться графической интерпретацией перехода системы от одного состояния (события) к другому, так как умозри-

тельный перебор всех гипотез, связанных с появлением отдельных факторов и их комбинаций, затруднен. Граф (дерево состояний) должен строиться по правилам, реализованным при построении графа, показанного на рис. 1.6.

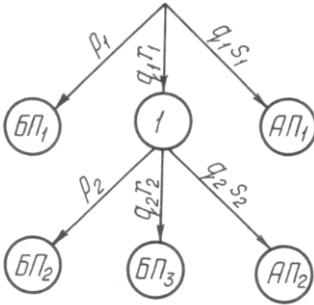


Рис. 1.7

В качестве примера рассмотрим случай воздействия двух зависимых факторов: второй фактор может появиться при условии, если первый уже появился. Граф для этого случая указан на рис. 1.7. Как видно из него, сложные события БП и АП представляются суммами событий:

$$\text{БП} = \text{БП}_1 + \text{БП}_2 + \text{БП}_3;$$

$$\text{АП} = \text{АП}_1 + \text{АП}_2.$$

Вероятности элементарных событий равны:

$$P(\text{БП}_1) = p_1; P(\text{БП}_2) = q_1 p_2 r_1; P(\text{БП}_3) = q_1 q_2 r_1 r_2;$$

$$Q(\text{АП}_1) = q_1 s_1; Q(\text{АП}_2) = q_1 q_2 r_1 s_2.$$

Отсюда $P = p_1 + q_1 p_2 r_1 + q_1 q_2 r_1 r_2$; $Q = q_1 s_1 + q_1 q_2 r_1 s_2$.

В правильности выкладок читатель может убедиться по условию $P + Q = 1$.

1.6. МАРКОВСКАЯ МОДЕЛЬ РАСЧЕТА ВЕРОЯТНОСТИ БЕЗОПАСНОГО ПОЛЕТА

Оценка БзП при воздействии на ЛА факторов, вероятность появления которых зависит от времени полета, может быть проведена на основе представления переходов системы от одного состояния к другому под воздействием опасных факторов моделью марковского процесса со счетным множеством состояний и непрерывным временем. Факторы при этом могут быть как зависимые, так и независимые, однократно возникающие и многократно повторяющиеся, с за-

висимыми и независимыми последствиями, то есть такая модель позволяет получить оценку БЗП с учетом воздействия на ЛА обширного класса опасных факторов. Допустим, что все возможные в полете особые ситуации, вызванные опасными факторами, образуют счетное множество $\{i\}, i = \overline{1, m}$. В зависимости от успешности действий экипажа по парированию последствий опасных факторов множеству $\{i\}$ будут соответствовать два подмножества: $\{\text{БП}_i\}$ – благополучных исходов и $\{\text{АП}_i\}$ – неблагоприятных исходов полета.

Обозначим вероятности этих исходов соответственно $P_i(t); Q_i(t)$. Так как события из множества $\{i\}$ для текущего момента времени полета являются несовместным, то на основании теоремы сложения вероятностей можно записать

$$P(t) = P_0(t) + \sum_{i=1}^m P_i(t); \quad Q(t) = \sum_{i=1}^m Q_i(t),$$

где $P_0(t)$ – вероятность пребывания системы в нормальном состоянии.

Неизвестные вероятности $P_0(t), P_i(t), Q_i(t)$ вычисляются по модели марковского процесса смены состояний рассматриваемой системы.

Для обоснования возможности применения такой модели используются следующие допущения:

1. События парирования или непарирования возникают одновременно с появлением опасных факторов, вызывающих особую ситуацию.

2. Последовательность возникновения особых ситуаций i -го типа является простейшим потоком с интенсивностью λ_i . Соответствующие ему потоки благополучных и неблагоприятных исходов в силу принятого допущения также являются простейшими. Их интенсивности соответственно равны $\lambda_i r_i, \lambda_i s_i$.

3. Отказавшие в полете элементы не восстанавливаются, а ошибки операторов не повторяются.

Напомним, что в силу ранее принятого допущения (см. п. 1.4) си-

туация в начале полета является нормальной, то есть опасные факторы отсутствуют. Для расчета вероятностей $P_0(t)$, $P_i(t)$, $Q_i(t)$ марковский процесс со всеми выявленными и реально возможными в полете состояниями системы представляется наглядно в виде графа состояний (рис. 1.8).

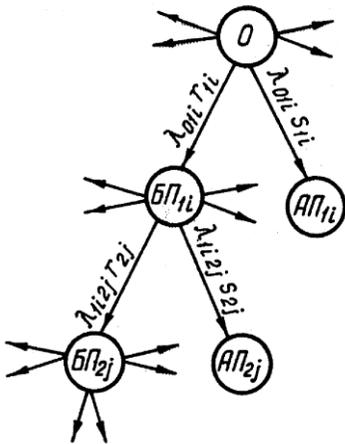


Рис. 1.8

Состояния системы, в которые она переходит непосредственно из нулевого состояния вследствие появления опасных факторов, называются состояниями первого уровня, а состояния, возникающие из состояний первого уровня, – состояниями второго уровня и т. д.

Обозначим эти состояния: на первом уровне по i -му фактору – $БП_{1i}, АП_{1i}$ – соответственно для благополучных и неблагоприятных исходов; на втором уровне по j -му фактору – $БП_{2j}, АП_{2j}$ и т.д. На стрелках графа проставляются интенсивности перехода от одного состояния к другому: при переходе от нулевого состояния к состояниям первого уровня – $\lambda_{01i} r_{1i}; \lambda_{01i} s_{1i}$; при переходе от состояний первого уровня к состояниям второго уровня – $\lambda_{1i2j} r_{2j}; \lambda_{1i2j} s_{2j}$ и т.д.

Дифференциальные уравнения для определения неизвестных вероятностей состояний составляют по определенному правилу: число уравнений равно числу состояний (исходов), размеченных на графе; в левой части уравнения стоит производная вероятности данного состояния, а правая часть содержит столько членов, сколько стрелок связано с данным состоянием; если стрелка выходит из этого состояния, то соответствующий

число уравнений равно числу состояний (исходов), размеченных на графе;

в левой части уравнения стоит производная вероятности данного состояния, а правая часть содержит столько членов, сколько стрелок связано с данным состоянием;

если стрелка выходит из этого состояния, то соответствующий

член уравнения имеет знак «минус», если она направлена в состояние – «плюс»;

каждый член уравнения равен произведению интенсивности перехода, соответствующей данной стрелке, на вероятность того состояния, из которого стрелка исходит.

Для краткости обозначим суммарные интенсивности исходов из соответствующих состояний $0, 1i, 2j$ через

$$\lambda_{00} = \sum_{i=1}^n \lambda_{01i}; \quad \lambda_{1i1i} = \sum_{j=1}^l \lambda_{1i2j}; \quad \lambda_{2j2j} = \sum_{f=1}^k \lambda_{2j3f}. \quad (1.32)$$

В (1.32) n, l, k – числа факторов, которые могут вывести систему соответственно из нулевого состояния, из i -го состояния первого уровня, из j -го состояния второго уровня. Соотношения (1.32) учитывают, что $r_{i1} + s_{i1} = r_{2j} + s_{2j} = 1$.

Воспользовавшись указанным выше правилом, составим дифференциальные уравнения для вероятностей состояний, соответствующих графу на рис. 1.7:

$$\dot{P}_0 = -\lambda_{00}P_0; \quad (1.33)$$

$$\dot{P}_{1i} = \lambda_{01i}r_{1i}P_0 - \lambda_{1i1i}P_{1i}; \quad (1.34)$$

$$\dot{Q}_{1i} = \lambda_{01i}s_{1i}P_0; \quad (1.35)$$

$$\dot{P}_{2j} = \lambda_{1i2j}P_{1i} - \lambda_{2j2j}P_{2j}; \quad (1.36)$$

$$\dot{Q}_{2j} = \lambda_{1i2j}P_{1i}\alpha_0. \quad (1.37)$$

Система дифференциальных уравнений (1.33) – (1.37) решается при следующих начальных условиях:

$$t = 0, \quad P_0 = 1, \quad P_{1i} = Q_{1i} = P_{2j} = Q_{2j} = \dots = 0.$$

В первую очередь решается уравнение для вероятности нулевого состояния; затем, используя этот результат, производится решение уравнений для вероятностей состояний первого уровня и т.д. Для оценки безопасности полета достаточно решить только уравнения для вероятностей благополучных исходов, но для проверки правильности решения по условию $P + Q = 1$ необходимо решать всю си-

стему дифференциальных уравнений.

Оценка БзП с учетом состояний только первого уровня.

Сложность графа состояний и число возможных уровней состояний, которые необходимо учитывать при оценке безопасности полета, определяются характером рассматриваемой задачи. В частности, для состояний, связанных с отказами резервированных систем, граф состояний должен иметь как минимум два–три уровня.

Наибольшее влияние на уровень БзП оказывают состояния первого уровня, так как они вызваны появлением в полете одного опасного фактора, в то время как состояния второго уровня обусловлены последовательным появлением двух факторов, третьего уровня – трех и т.д. Соответственно и вероятности состояний от уровня к уровню убывают, поэтому в ряде случаев граф состояний можно ограничить первым уровнем. Это равносильно допущению о том, что за рассматриваемое время полета более одного опасного фактора не возникает. Неизвестные вероятности состояний P_0 , P_i , Q_i при этом определяются из решения уравнений (1.33) – (1.35) при условии $\lambda_{i|i} = 0$ (в дальнейшем индексы 0 и 1 при решении уравнений можно опустить).

Решая эти уравнения, получим

$$P_0(t) = e^{-\lambda_{00}t}; P_i(t) = \frac{\lambda_i r_i}{\lambda_{00}} (1 - e^{-\lambda_{00}t});$$

$$Q_i(t) = \frac{\lambda_i s_i}{\lambda_{00}} (1 - e^{-\lambda_{00}t}).$$

На основании этих решений выражения для вероятностей благополучного и неблагоприятного исходов полета примут вид:

$$P(t) = e^{-\lambda_{00}t} + \frac{1 - e^{-\lambda_{00}t}}{\lambda_{00}} \sum_{i=1}^n \lambda_i r_i; \quad (1.38)$$

$$Q(t) = \frac{1 - e^{-\lambda_{00}t}}{\lambda_{00}} \sum_{i=1}^n \lambda_i s_i. \quad (1.39)$$

Как следует из выражения (1.39), удельный вклад i -го фактора на уровень аварийности равен :

$$\bar{Q}_i = \frac{Q_i}{Q} = \frac{\lambda_i s_i}{\sum_{i=1}^n \lambda_i s_i}.$$

По этому критерию можно определить факторы, оказывающие наиболее отрицательное влияние на БЗП. Как частный случай для одного опасного фактора ($n = 1$) показатели БЗП принимают вид:

$$P(t) = e^{-\lambda t} + (1 - e^{-\lambda t})r = p(t) + q(t)r; \quad (1.40)$$

$$Q(t) = (1 - e^{-\lambda t})s = q(t)s. \quad (1.41)$$

Видно, что выражения (1.40) и (1.41) идентичны соответственно выражениям (1.13) и (1.14).

Оценка БЗП с учетом этапности выполнения полета. С учетом этапности полета при решении дифференциальных уравнений (1.33) – (1.37) нужно учитывать следующее:

1. Каждый s -й из z этапов полета занимает определенную продолжительность по времени. За начало отсчета времени каждого этапа полета будем принимать 0, а за конец t . При этом $t = t_s - t_{s-1}$, где t_{s-1} , t_s – текущее время полета, отсчитываемое от начала полета до конца предыдущего этапа и конца исследуемого этапа.

2. Начальные условия при решении дифференциальных уравнений, описывающих марковский процесс смены состояний на рассматриваемом s -м этапе, являются вероятностями соответствующих состояний в конце предыдущего $s - 1$ -го этапа полета.

Ограничивая граф состояний состояниями первого уровня, запишем дифференциальные уравнения относительно неизвестных вероятностей состояний для s -го этапа полета:

$$\dot{P}_{0,s} = -\lambda_{00} P_{0,s}; \quad (1.42)$$

$$\dot{P}_{i,s} = -\lambda_i r_{i,s} P_{0,s}; \quad (1.43)$$

$$\dot{Q}_{i,s} = -\lambda_i s_{i,s} P_{0,s}. \quad (1.44)$$

Решение системы уравнений (1.42) – (1.44) при начальных условиях $t = 0$; $P_0 = P_{0,s-1}$; $P_i = P_{i,s-1}$; $Q_i = Q_{i,s-1}$ имеет вид:

$$P_{0,s}(t) = e^{-\lambda_{00} t} P_{0,s-1}; \quad (1.45)$$

$$P_{i,s}(t) = P_{i,s-1} + \frac{\lambda_i r_{i,s} P_{0,s-1}}{\lambda_{00}} (1 - e^{-\lambda_{00} t}); \quad (1.46)$$

$$Q_{i,s} = Q_{i,s-1} + \frac{\lambda_i s_{i,s} P_{0,s-1}}{\lambda_{00}} (1 - e^{-\lambda_{00} t}). \quad (1.47)$$

Показатели безопасности для s -го этапа на основании (1.45) – (1.47) запишутся в виде

$$P_s(t) = P_{0,s}(t) + \sum_{i=1}^n P_{i,s}(t); \quad (1.48)$$

$$Q_s(t) = \sum_{i=1}^n Q_{i,s}(t). \quad (1.49)$$

В целом для полета

$$P(t) = P_z(t) = P_{0,z}(t) + \sum_{i=1}^n P_{i,z}(t); \quad (1.50)$$

$$Q(t) = Q_z(t) = \sum_{i=1}^n Q_{i,z}(t). \quad (1.51)$$

Условие нормировки $P(t) + Q(t) = 1$ выполняется.

Пример. Рассчитать зависимость $Q(t)$ по этапам полета с учетом отказов функциональной системы непрерывного действия по марковской модели. Исходные данные имеют гипотетический характер и представлены в табл. 1.2.

Т а б л и ц а 1.2

№ отк.	№ п/п этапа		1	2	3	4	5
	$\lambda, \text{ч}$	$t_{\text{эт}}, \text{ч}$					
1	0,010	s	0,019	0,015	0,009	0,020	0,035
2	0,001		0,075	0,060	0,004	0,070	0,057
3	0,015		0,011	0,009	0,006	0,015	0,023
4	0,023		0,009	0,007	0,005	0,001	0,033
5	0,015		0,013	0,011	0,007	0,019	0,015
6	0,037		0,015	0,009	0,0025	0,0078	0,019

Как показывают проведенные исследования, при расчетах показателей безопасности полетов в большинстве случаев достаточно учесть возможность последовательного появления в полете только двух опасных факторов в любых их комбинациях. Расчетные соотношения для показателей БЗП при ограничении графа состояний двумя уровнями читатель при соответствующих навыках решения дифференциальных уравнений (1.33) – (1.37) может получить самостоятельно. Для сравнения расчеты $Q(t)$ в данном примере выполнены с учетом двух возможных отказов функциональной системы и одного отказа.

Анализ результатов расчета $Q(t)$, представленных на рис. 1.9, показывает:

от этапа к этапу разница в значениях $Q(t)$, полученных с учетом двух отказов и одного отказа, возрастает;

на отдельном непродолжительном (порядка 0,5 ч) участке полета при расчете $Q(t)$ достаточно ограничиться учетом только одного отказа (в общем случае – опасного фактора), относительная разница $Q(t)$ с учетом двух и одного отказов не превышает при этом 5%.

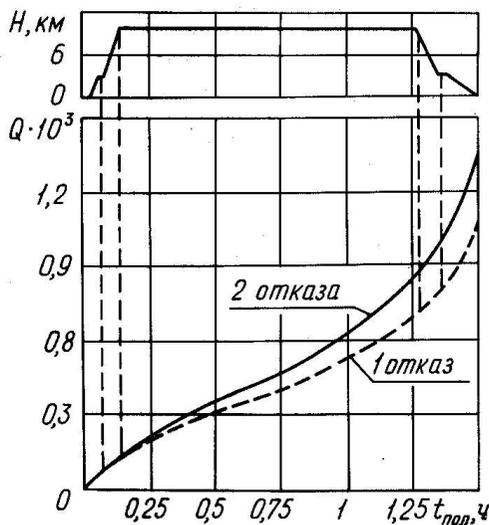


Рис. 1.9

В заключение этого параграфа отметим, что в нем была рассмот-

рена методика расчета показателей безопасности полета на основе представления смены состояний системы в полете однородным марковским процессом, то есть когда $\lambda_i = const$. Если интенсивность переходов λ – функция времени, то есть $\lambda_i = \lambda_i(t)$, то марковский процесс является неоднородным и описывается системой дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами. В остальном же методика расчета показателей безопасности полета остается прежней.

1.7. ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ С ПОМОЩЬЮ ВЕРОЯТНОСТНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

С помощью вероятностных показателей безопасности полетов могут быть решены следующие задачи:

1. Оценка влияния на БзП отдельного опасного фактора или некоторой совокупности опасных факторов.

2. Отработка требований к уровню БзП для проектируемого ЛА на основании опыта эксплуатации прототипа. Если известен $T_{АП}$ – средний налет на одно АП для прототипа, то для проектируемого ЛА уровень риска на основании выражения (1.11) должен удовлетворять условию $Q < t_{п} / T_{АП}$, где $t_{п}$ – предполагаемая продолжительность полета проектируемого ЛА.

3. Выполнение расчетов по оценке уровня безопасности полетов для проектируемого ЛА.

4. Оптимальное распределение заданного уровня риска между функциональными системами ЛА по критерию стоимости (материальным затратам, массы ЛА и т.д.) в процессе проектирования ЛА.

5. Определение соответствия фактического уровня БзП заданному. В принципе эта задача решается аналогично второй задаче, только здесь исходной информацией является величина заданного уровня риска. Текущее значение $T_{АП}$ должно сравниваться в соответствии с выражением (1.11) с заданным уровнем риска.

6. Оценка эффективности мероприятий и доработок на авиа-

ционной технике, направленных на повышение БзП, еще до их практической реализации.

Пример. Пусть в результате выполнения доработок вероятность отказа двигателя в полете уменьшилась в два раза. Требуется оценить эффективность доработок при выполнении 100000 полетов. Полагая $Q = Q_d = 10^{-5}$, определяем по формуле (1.5):

$$P_{\text{БП}} = e^{-NQ_d} = e^{-10^5 \cdot 10^{-5}} = 0,368; \quad Q_{n \geq 1} = 1 - P_{\text{БП}} = 0,632.$$

После выполнения доработок

$$P_{\text{БП}} = e^{-0,5NQ_d} = e^{-0,5 \cdot 10^5 \cdot 10^{-5}} = 0,606; \\ Q_{n \geq 1} = 1 - P_{\text{БП}} = 0,394.$$

Доработка дала значительный положительный эффект, вероятность благополучного завершения рассматриваемого числа полетов возросла в 1,64 раза.

7. Отыскание наиболее слабых мест в обеспечении БзП и разработка эффективных мероприятий для ее повышения.

8. Оптимизация уровня БзП с учетом стоимости и эффективности.

Для иллюстрации возможностей решения такой задачи рассмотрим элементарный пример. Предположим, что на создание нового летательного аппарата отпущено A средств, стоимость B одного ЛА в зависимости от уровня риска выражается формулой

$$B = \frac{B_0}{Q^k}, \quad k > 0. \quad (1.52)$$

График соответствующей зависимости (1.52) изображен на рис.1.10. Требуется определить уровень риска $Q_{\text{опт}}$, соответствующий максимуму величины $z = n - m$, где n – число построенных ЛА; m – число ЛА, потерянных от АП за время полета, соответствующего установленному для ЛА ресурсу $t_{\text{рес}}$. Таким образом, в данной задаче в качестве критерия эффективности принимается величина z . Предполагается, что при выбранном критерии эффективности ЛА удовлетворяет требованиям, предъявляемым к нему в соответствии с целевым назначением. Величина n определя-

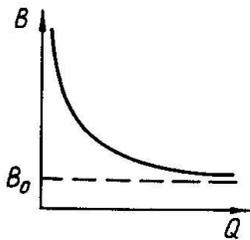


Рис. 1.10

где t_{cp} – средняя продолжительность одного полета.

Тогда

$$z = \frac{A}{B_0} \left(Q^k - Q^{k+1} \frac{t_{\text{pec}}}{t_{\text{cp}}} \right).$$

Взяв производную от z по Q и приравняв ее к нулю, определим из полученного равенства

$$Q_{\text{опт}} = \frac{kt_{\text{cp}}}{(k+1)t_{\text{pec}}}.$$

Полученное значение $Q_{\text{опт}}$ соответствует максимуму величины z , что подтверждается знаком второй производной:

$$\frac{\partial^2 z}{\partial Q^2} < 0.$$

Из результатов решения этой задачи следуют два вывода:

- 1) постановка вопроса об определении оптимального уровня риска с учетом стоимости ЛА правомерна;
- 2) этот уровень безопасности полетов должен задаваться с учетом назначенного ресурса ЛА, причем чем больше ресурс, тем больше должен задаваться уровень безопасности полетов.

Г л а в а 2. ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ОТКАЗОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

2.1. СТАТИСТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ И КЛАССИФИКАЦИЯ ОТКАЗОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Надежность авиационной техники оказывает существенное влияние на безопасность полетов. Как показывает статистика, в среднем 20...30% всех авиационных происшествий происходит из-за отказов авиатехники. Этот показатель может значительно отклоняться от среднего значения в зависимости от типа ЛА, его налета, календарного времени эксплуатации, уровня освоенности техники личным составом и т.д.

Современный ЛА весьма сложен по своей конструкции и составу оборудования. Он состоит из множества агрегатов и деталей, объединяемых по своему целевому назначению в различные функциональные системы, последние – в функциональные группы. Если принять все АП из-за отказов техники за 100%, то вклад функциональных групп ЛА в аварийность примерно следующий: отказы силовой установки – 50...60%; планера и его системы – 20...30%; оборудования – 10...20%.

Как видно, основной вклад в аварийность вносят отказы силовой установки, так как последняя имеет определяющую роль в возможности осуществления полета, и последствия ее отказов, как правило, трудно парируются.

По статистике отказы оборудования происходят чаще, чем отказы силовой установки, однако к авиационным происшествиям они приводят реже. Это объясняется тем, что специальное оборудование предназначено для выполнения определенных функций, связанных с целевым назначением ЛА и поэтому часто непосредственно не влияющих на БЗП.

Следует отметить, что на ЛА с двухдвигательными силовыми установками удельный вклад в аварийность функциональных групп несколько перераспределяется в сторону его увеличения для планера с его системами и оборудованием.

Все многообразие возможных отказов авиатехники, не связанных с действиями личного состава, *по причинности* подразделяется на три группы:

отказы из-за конструктивно-производственных недостатков (КПН);

отказы из-за недостатков в ремонте (НР);

отказы, причины которых установить не удалось (ОПНУ).

Если принять все АП, происходящие из-за отказов техники, за 100%, то распределение АП по причинности примерно следующее: КПН – 50...70%, НР – 3...5%, ОПНУ – 20...30%. Следует отметить, что часть АП происходит из-за отказов, связанных с нарушениями и упущениями в инженерно-авиационном обеспечении полетов (3...5%).

Классификация отказов авиатехники по причинности позволяет адресовать конкретно каждый случай отказа к определенным службам и организациям.

При рассмотрении влияния отказов авиатехники на БзП необходима классификация, учитывающая характер последствий, вызванных отказами. Как следует из структуры вероятностных показателей, влияние отказов техники на безопасность полетов определяется их интенсивностями λ_i и условными вероятностями париования их последствий r_{T_i} . Интенсивности отказов λ_i могут быть рассчитаны известными методами теории надежности или определены по статистическим данным эксплуатации. Расчет условных вероятностей r_{T_i} является специфической задачей в теории БзП, так как требует знания возможностей экипажа (летчика) и самой техники по париованию последствий отказов.

Наиболее опасными отказами техники являются отказы, приводящие к аварийной или катастрофической ситуации, последняя практически не парируется экипажем ($r_{T_i} = 0$). К числу таких отказов относятся отказы, приводящие к потере управляемости ЛА, разрушению силовых элементов планера и др. Такие отказы недопустимы в эксплуатации, и на стадии проектирования, при создании ЛА, при его испытаниях должны быть приняты все меры для их ис-

ключения. Часть отказов техники практически не оказывает влияния на БЗП ($r_{T_i} = 1$). Такие отказы в дальнейшем не рассматриваются.

Значительно чаще в полете возникают такие отказы, последствия которых с определенной вероятностью ($0 < r_{T_i} < 1$) парируются экипажем. Для этих отказов последствия по своему характеру могут быть самыми разнообразными, однако конечным следствием отказов, как правило, является отклонение параметров движения ЛА от заданных (желаемых) или отклонение ЛА от заданной траектории полета.

Не претендуя на полноту классификации, по этому конечному следствию можно выделить следующие категории отказов:

1. *Активные отказы* вызывают изменение сил и моментов, действующих на ЛА и, как следствие этого, нежелательное (неуправляемое летчиком) изменение параметров движения. В зависимости от характера отказа такое изменение параметров может быть быстрым или медленным, аperiodическим или колебательным, кратковременным или длительным. Примерами таких отказов являются: отказ одного из двигателей, несимметричный выпуск посадочной механизации крыла, увод руля от САУ, частичное разрушение рулевой поверхности и др.

2. *Пассивные отказы* не вызывают непосредственно изменения сил и моментов, действующих на ЛА, и, следовательно, изменения параметров движения, однако они усложняют условия деятельности летчика, что, в конечном счете, приводит или к изменению параметров, или к отклонению ЛА от заданной траектории (маршрута полета). Эту категорию отказов можно разделить на две группы:

1) отказы, приводящие к нарушению соответствия свойств ЛА свойствам летчика. Вследствие этого летчик оказывается не в состоянии выдержать заданный режим полета, например, может раскатать самолет. Примерами таких отказов являются отказы в системе устойчивости и управляемости ЛА;

2) отказы, лишаящие летчика определенной информации о положении ЛА в пространстве. Примерами таких отказов являются отказы различного навигационного оборудования. Они приводят или к неправильному формированию заданной траектории, или к уклоне-

нию ЛА от заданного маршрута полета.

2.2. ПОДХОД К ОЦЕНКЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА ПРИ ОТКАЗАХ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Действия летчика по парированию последствий отказов техники в самом общем случае должны быть направлены на устранение нежелательного изменения параметров движения или отклонения ЛА от заданной траектории (маршрута) полета. Вмешательство летчика в управление конкретно может выражаться в отклонении командных рычагов управления против нежелательного изменения параметров движения, в отключении неисправной системы, в переключении на резервную систему и т.д. Последствия отказа летчик обнаруживает не мгновенно, а через определенное время, поэтому вмешивается в управление с запаздыванием.

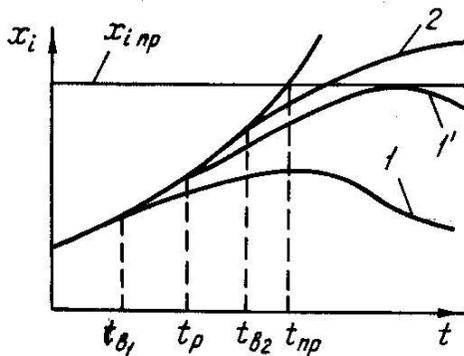


Рис. 2.1

Допустим, что в некоторый момент времени (на рис.2.1 $t = 0$) в полете произошел отказ какого-либо устройства или системы, что привело к изменению параметров движения. Без вмешательства летчика в управление определяющий параметр x_i спустя некоторое время t_{np} достигнет, а в дальнейшем и превысит предельное значение $x_{i\text{пр}}$ (см. рис.2.1). В простейшем случае можно полагать, что это приведет к авиационному происшествию. В общем случае время t_{np} случайно, так как в процессе изменения параметра x_i летатель-

ный аппарат подвергается случайным воздействиям внешней среды, например воздействию турбулентной атмосферы.

Реально летчик, обнаружив отклонения параметра движения от заданного значения, вмешивается в управление. Успех действий летчика при прочих заданных условиях будет зависеть от времени его запаздывания с вмешательством t_B и от характера его действий (например, от угла δ и скорости $\dot{\delta}$ отклонения руля). При этом можно выделить три характерных случая вмешательства в управление: своевременное вмешательство в управление ($t_B = t_{B_1}$) – параметр не достигает $x_{iпр}$ (см. рис. 2.1, кривая 1); несвоевременное вмешательство в управление ($t_B = t_{B_2}$) – параметр x_i превышает $x_{iпр}$ (кривая 2); граничный случай – запаздывание летчика t_B и его характер вмешательства таковы, что параметр x_i лишь достигает $x_{iпр}$, но не превышает его (кривая 1'). Время запаздывания вмешательства летчика при этом соответствует его располагаемому времени t_p . Реально и время вмешательства летчика t_B , и его располагаемое время t_p случайны.

Если последствия отказа проявляются только на начальном этапе (этап 0), непосредственно следующим за отказом, то достаточным условием парируемости отказа является своевременное вмешательство летчика в управление и вероятность этого события запишется так:

$$r_{T_i} = P_0(x_i < x_{iпр}) = P_0(t_B < t_p), \quad (2.1)$$

где x_i – параметр, претерпевающий наиболее быстрое изменение при отказе, так называемый критический определяющий параметр.

Если последствия отказа проявляются и на последующих этапах полета (1, 2, ..., k, ..., m), то условие своевременного вмешательства летчика в управление ($t_B < t_p$) является необходимым, но недостаточным для парируемости последствий отказа. Достаточным условием парируемости последствий отказа является при этом невыход определяющих параметров движения за свои предельные значения

на всех этапах полета, где проявляются последствия отказа. Вероятность этого сложного события при условии независимости событий парирования последствий отказа на разных этапах запишется так:

$$r_{T_i} = p_0 p_1 \dots p_k \dots p_m, \quad (2.2)$$

где p_k – вероятность парирования последствий отказа на k -м этапе полета, определяемая как $p_k = p(x_{j_k} \in S_{\text{без}k})$, где $S_{\text{без}k}$ – область безопасности на k -м этапе полета, ограниченная $x_{j_{\text{гп}}}$, $j = \overline{1, l}$.

Вероятности (2.1) и (2.2) могут быть определены в летных экспериментах. Для оценки безопасности полетов расчетным путем или моделированием необходимо располагать сведениями о характеристиках модели действий летчика при отказах техники.

2.3. СХЕМА МОДЕЛИ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА ПРИ АКТИВНЫХ ОТКАЗАХ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Под моделью действий летчика будем понимать алгоритм, характеризующий последовательность и структуру действий летчика в особой ситуации. Модель может содержать качественное описание действий летчика (их логику) или их количественные характеристики. В последнем случае модель является математической, она представляется определенным математическим выражением: дифференциальным уравнением, передаточной функцией, функциональными соотношениями и т.д.

Структура модели летчика существенно зависит от характера особой ситуации. В настоящее время идут по пути создания частных моделей для вполне конкретных особых ситуаций.

Рассмотрим такую модель для особой ситуации, при которой наблюдается быстрое изменение параметров движения. Особенности реакции в ситуациях подобного рода можно проследить по записи параметров движения и отклонений ручки управления при отказе САУ, приведшем к отклонению элеронов на угол $\delta_3 = 0,096$ ($5,5^\circ$).

Из приведенных на рис.2.2 записей видно, что в двигательных реакциях летчика можно выделить три этапа: первый этап – запаздывание по времени с вмешательством в управление (летчик вмеша-

вается в управление отклонением ручки $X_{\text{д}}$ спустя 0,3 с после возникновения отказа); второй этап – парирование нарастания параметров движения ω_x и γ (отклонив ручку управления, летчик выдерживает ее в отклоненном положении до тех пор, пока угол крена не начал изменяться в сторону возвращения к исходному значению); третий этап – стабилизация параметров движения (корректирующие перемещения ручки управления направлены на стабилизацию нулевых значений угловой скорости и угла крена).

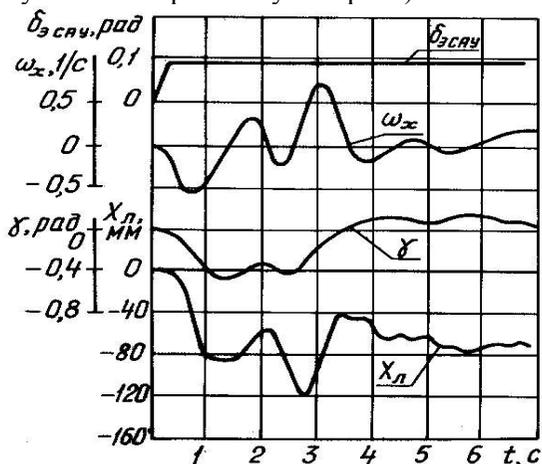


Рис. 2.2

Указанным закономерностям в двигательных реакциях летчика соответствует модель действий летчика, схема которой изображена на рис.2.3. Входом модели является отклонение параметра движения Δx от заданного значения, например отклонение от заданного угла тангажа или крена, выходом модели является отклонение $X_{\text{д}}$ ручки управления летчиком. Модель включает три звена: звено 1 учитывает запаздывание вмешательства летчика в управление $t = t_{\text{в}}$; звено 2 характеризует параметры первой двигательной реакции летчика ($X_{\text{д}}, \dot{X}_{\text{д}}$), направленной на прекращение нарастания параметров движения ($X_{\text{д}}, \dot{X}_{\text{д}}$ – соответственно величина отклонения ручки и ее скорость); звено 3 характеризует динамические свойства лет-

чика при стабилизации им заданных параметров движения и представляется передаточной функцией $W_n(P)$.

К выходу звена 3 приложен «шум» модели летчика $h_n(t)$, являющийся той частью его двигательной реакции, которая не определяется передаточной функцией $W_n(P)$. «Шум» в модели летчика учитывает нестационарность, дискретность и нелинейность его моторных действий.

Переключение модели со звена 1 на звено 2 происходит в момент $t = t_B$, со звена 2 на звено 3 – в момент $t = t_B + \Delta t$, соответствующий нулевой производной от определяющего параметра.

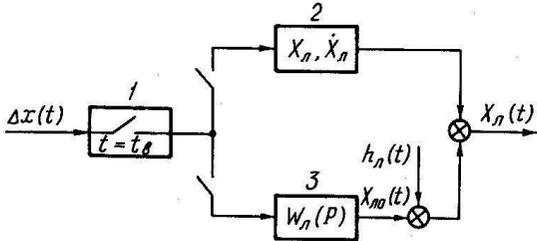


Рис. 2.3

В зависимости от варианта использования модели возможны различные ее модификации, схемы которых изображены на рис.2.4.

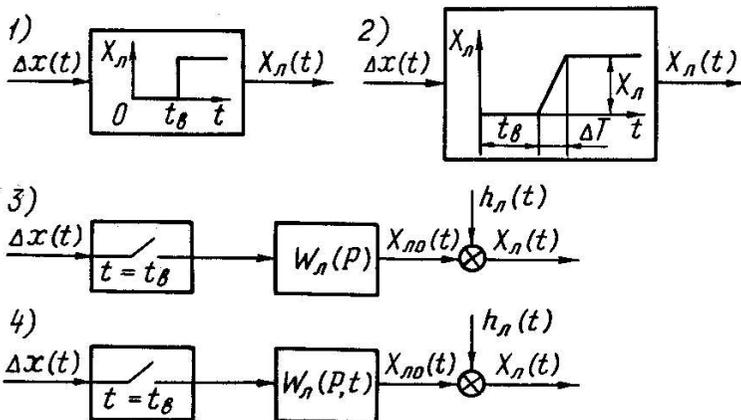


Рис. 2.4

Модель 1 учитывает только временное запаздывание летчика t_b . В момент $t = t_b$ летчик мгновенно устанавливает руль в положение, соответствующее полной компенсации возмущающего момента. Таковую модель можно использовать при упрощенных аналитических расчетах, где требуется получение сравнительной оценки.

Модель 2 учитывает временное запаздывание летчика и параметры его первого вмешательства $X_{л}, \dot{X}_{л}$ (или ΔT). Такая модель может быть использована для оценки опасности отказов, при которых стабилизация возмущенного движения ЛА не вызывает у летчика трудностей.

В моделях 3 и 4 моторные действия летчика полностью описываются передаточной функцией и «шумами». При этом в модели 3 передаточная функция $W_{л}(P)$ стационарная, то есть ее коэффициенты постоянны во времени, а в модели 4 передаточная функция $W_{л}(P, t)$ нестационарная, то есть ее коэффициенты зависят от времени.

В рассмотренных выше моделях летчика случайность его двигательных реакций адекватно отображается случайностью времени запаздывания t_b , параметров первой двигательной реакции летчика $X_{л}, \dot{X}_{л}$, коэффициентов передаточной функции летчика и его «шумов». Количественные характеристики параметров передаточной функции летчика и его «шумов» приведены в литературе, в частности в книге В.И.Жулева, В.С.Иванова «Безопасность полетов летательных аппаратов» (М.: Транспорт, 1986).

2.4. ВРЕМЯ ЗАПАЗДЫВАНИЯ ВМЕШАТЕЛЬСТВА ЛЕТЧИКА В УПРАВЛЕНИЕ ПРИ ОТКАЗАХ ТЕХНИКИ

Под временем запаздывания вмешательства летчика в управление понимается интервал времени с момента возникновения отказа до начала действий летчика по устранению последствий отказа. В дальнейшем для краткости время t_b будем называть временем вмешательства. По своей природе оно случайно, и на него оказывают влияние многочисленные факторы. В общем случае время вмеша-

тельства состоит из времени обнаружения отказа или его последствий Δt_0 , времени опознания отказа и принятия решения по действиям в особой ситуации Δt_{Π} , времени запаздывания по началу этих действий после принятия решения (нервно-мышечное запаздывание) $\Delta t_{\text{н}}$, то есть $t_{\text{в}} = \Delta t_0 + \Delta t_{\Pi} + \Delta t_{\text{н}}$. В зависимости от информативной ценности приборов и системы сигнализации, психофизиологических свойств летчика время вмешательства может измениться в довольно широких пределах – от нескольких десятых до десятков секунд.

Если отказ приводит к быстрому изменению параметров движения, то факт возникновения отказа летчик обнаруживает по акселерационным ощущениям и вмешивается в управление рефлекторно. В этом случае $\Delta t_{\Pi} = 0$ и $t_{\text{в}} = \Delta t_0 + \Delta t_{\text{н}}$.

Обработка данных специальных исследований позволила установить ряд закономерностей в характеристиках времени вмешательства, определяемого акселерационными ощущениями:

1. Время вмешательства при оптимальных условиях не может быть менее некоторого минимального значения, которое принято равным 0,13 с.

2. При отказах техники, приводящих к возмущенному движению самолета, основными раздражителями, вызывающими ответную реакцию, являются: в канале тангажа – скорость изменения нормальной перегрузки $\dot{n}_{y_{\text{ср}}}$, в канале крена – угловое ускорение $\dot{\omega}_{x_{\text{ср}}}$. Для этих раздражителей принимаются не мгновенные значения, соответствующие текущему времени t , а вычисляются средние значения на интервале времени $t_{\text{в}}$, то есть:

$$\dot{n}_{y_{\text{ср}}} = \frac{\Delta n_y}{t_{\text{в}}}; \quad \dot{\omega}_{x_{\text{ср}}} = \frac{\Delta \omega_x}{t_{\text{в}}},$$

где Δn_y , $\Delta \omega_x$ – изменения указанных параметров за время $t_{\text{в}}$.

3. Математическое ожидание времени вмешательства зависит от раздражителей следующим образом (рис.2.5):

для канала тангажа

$$m_{t_B} = a_T + \frac{b_T}{\dot{n}_{y_{cp}}} = 0,296 + \frac{0,086}{\dot{n}_{y_{cp}}}; \quad (2.3)$$

для канала крена

$$m_{t_B} = a_K + \frac{b_K}{\dot{\omega}_{x_{cp}}} = 0,251 + \frac{0,072}{\dot{\omega}_{x_{cp}}}, \quad (2.4)$$

где $\dot{\omega}_{x_{cp}}$ измеряется в $1/c^2$.

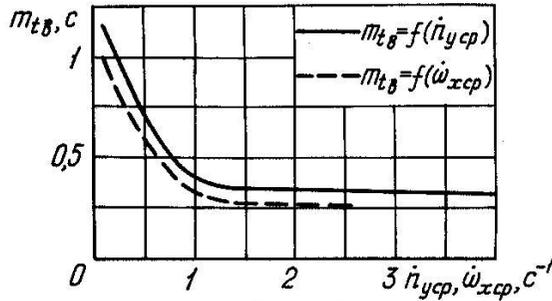


Рис. 2.5

Выражения (2.3) и (2.4) показывают, что с увеличением уровня раздражителя время вмешательства в среднем уменьшается и стремится к минимальному значению a_T или a_K .

4. Разброс значений времени вмешательства, характеризуемый среднеквадратичным отклонением σ_{t_B} , имеет следующую связь с математическим ожиданием:

для канала тангажа

$$\sigma_{t_B} = c_T(m_{t_B} - 0,13) = 0,45(m_{t_B} - 0,13); \quad (2.5)$$

для канала крена

$$\sigma_{t_B} = c_K(m_{t_B} - 0,13) = 0,5(m_{t_B} - 0,13). \quad (2.6)$$

Это означает, что чем больше летчик в среднем запаздывает с вмешательством в управление, тем больше разброс значений времени вмешательства.

5. При фиксированном уровне раздражителя время t_B^* , где $t_B^* = t_B - 0,13$, подчинено логарифмически нормальному закону распределения с плотностью вероятности

$$\begin{cases} f(t_B^*) = \frac{1}{t_B^* \sqrt{2\pi D}} \exp\left[-\frac{(\ln t_B^* - \ln t_{B_0}^*)^2}{2D}\right] & \text{при } t_B^* > 0; \\ f(t_B^*) = 0 & \text{при } t_B^* < 0, \end{cases} \quad (2.7)$$

где $\ln t_{B_0}^* = M[\ln t_B^*]$ – математическое ожидание, а $D = D[\ln t_B^*]$ – дисперсия величины $\ln t_B^*$.

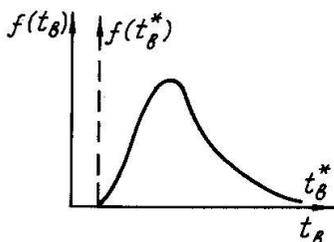


Рис. 2.6

Таким образом, по нормальному закону распределена величина $\ln t_B^*$.

Вид кривой логарифмически нормального распределения времени t_B^* (или t_B) показан на рис. 2.6.

Параметры распределения $t_{B_0}^*$ и D связаны с параметрами

$m_{t_B}^* = m_{t_B} - 0,13$ и $\sigma_{t_B}^* = \sigma_{t_B}$ следующими соотношениями:

$$D = 2 \ln \sqrt{\left(\frac{\sigma_{t_B}}{m_{t_B}^*}\right)^2 + 1} = 2 \ln \sqrt{c^2 + 1};$$

$$t_{B_0}^* = \frac{m_{t_B}^*}{\sqrt{\left(\frac{\sigma_{t_B}}{m_{t_B}^*}\right)^2 + 1}} = \frac{m_{t_B}^*}{\sqrt{c^2 + 1}}. \quad (2.8)$$

С учетом выражений (2.5) и (2.6) получим для канала тангажа

$$D = 0,184, \quad t_{B_0}^* = 0,912(m_{t_B} - 0,13); \quad (2.9)$$

для канала крена

$$D = 0,223, \quad t_{B_0}^* = 0,895(m_{t_B} - 0,13). \quad (2.10)$$

Из приведенных результатов можно сделать следующие выводы:
дисперсия случайной величины $\ln t_B^*$ не зависит от уровня

раздражителей;

параметры закона распределения (2.7) будут количественно определены, если известно численное значение m_{t_b} .

Обозначим через \dot{x}_{cp_i} раздражители $\dot{n}_{y_{cp}}$, $\dot{\omega}_{x_{cp}}$. В этом случае величина m_{t_b} может быть определена как решение системы из двух уравнений:

$$\begin{cases} \dot{x}_{cp_i} = \frac{\Delta x_i(t)}{t}; \\ t = a_i + \frac{b_i}{\dot{x}_{cp_i}}. \end{cases} \quad (2.11)$$

Первое уравнение дает зависимость изменения по времени акселерационного раздражителя. Изменение параметров $\Delta x_i(t)$, $\Delta n_y(t)$, $\Delta \omega_x(t)$ находится путем решения дифференциальных уравнений движения самолета при известных возмущениях $M_{z_b}(t)$, $M_{x_b}(t)$ при отказе. Второе уравнение в системе (2.11) соответствует выражениям (2.3) и (2.4). Решение системы уравнений (2.11) производится графическим путем (рис. 2.7).

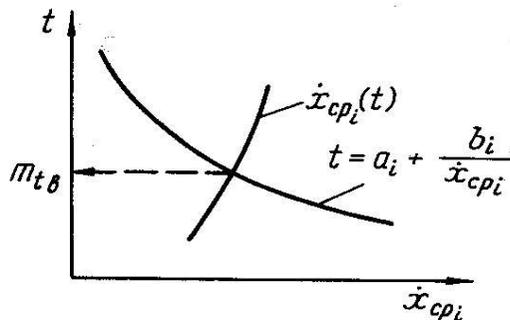


Рис. 2.7

2.5. РАСПОЛАГАЕМОЕ ВРЕМЯ ВМЕШАТЕЛЬСТВА ЛЕТЧИКА

Под располагаемым временем летчика следует понимать отрезок

времени с момента возникновения отказа до начала вмешательства, обеспечивающего не превышение критическим определяющим параметром своего предельного значения. Располагаемое время летчика зависит от величины возмущающего фактора при отказе, случайных начальных условий и внешних возмущений, динамических свойств ЛА, манеры вмешательства летчика и т.д. В силу этого располагаемое время случайно, и его исчерпывающей количественной характеристикой является плотность вероятности $f(t_p)$, которую в основном можно определить в летных экспериментах или в исследованиях на пилотажных стендах с подвижными кабинами.

В ряде случаев при отказах, обычно представляющих наибольшую опасность, когда ЛА резко отклоняется от заданного режима полета, летчик, как показывает опыт, рефлекторно и энергично отклоняет командные рычаги управления с максимальной скоростью и на угол, практически обеспечивающий прекращение изменения параметров движения, то есть его действия в известной мере детерминированы. Это позволяет аналитически решить задачу по определению располагаемого времени.

Рассмотрим примеры определения располагаемого времени при отказах, приводящих к появлению возмущающего момента крена M_{x_b} . Критическими определяющими параметрами при этом являются угловая скорость крена ω_x или угол крена γ . Обычно у истребителей ограничена величина ω_x , а у тяжелых самолетов — γ .

Для наглядности решения задачи будем полагать, что при рассматриваемых отказах самолет совершает изолированное движение крена, то есть без скольжения. Тогда уравнение движения самолета относительно угловой скорости крена имеет вид

$$T\dot{\omega}_x + \omega_x = -\frac{M_{x_b}}{M_x^{\omega_x}}, \quad (2.12)$$

где $T = -\frac{I_x}{M_x^{\omega_x}}$ — постоянная времени.

Задача имеет два решения в зависимости от принятого критического определяющего параметра.

1. Критический определяющий параметр ω_x . Решение уравнения (2.12) при $M_x = M_{x_b}$ и начальном условии $t = 0, \omega_x = 0$ имеет вид

$$\omega_x = \omega_{x_0} (1 - e^{-t/T}), \quad (2.13)$$

где $\omega_{x_0} = -\frac{M_{x_b}}{M_x \omega_x}$.

В момент $t = t_b$ вмешательства летчика угловая скорость принимает значения

$$\omega_{x_b} = \omega_{x_0} (1 - e^{-t_b/T}). \quad (2.14)$$

Будем полагать, что летчик, вмешиваясь в управление, мгновенно отклоняет рули на определенный угол, так что $M_x = M_{x_n} - M_{x_b}$, где M_{x_n} — момент, создаваемый отклонением рулей летчиком. Как показывают летные эксперименты, в среднем справедливо $|M_{x_n}| > M_{x_b}$.

Решение уравнения после вмешательства летчика при начальных условиях $t = t_b, \omega_x = \omega_{x_b}$ имеет вид

$$\omega_x = \omega_{x_b} e^{-\frac{t-t_b}{T}} + (\omega_{x_0} - \omega_{x_b})(1 - e^{-\frac{t-t_b}{T}}), \quad (2.15)$$

где $\omega_{x_n} = -\frac{M_{x_n}}{M_x \omega_x}$.

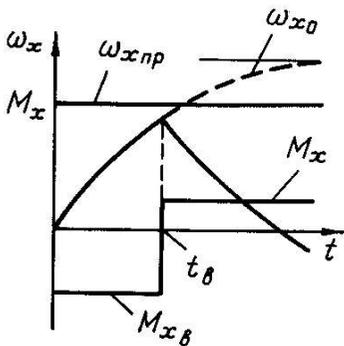


Рис. 2.8

Графики, соответствующие решениям (2.13) и (2.15), приведены на рис.2.8.

Из графиков следует, что начало уменьшения угловой скорости совпадает с моментом времени $t = t_b$, когда летчик вмешивается в управление. Поэтому за располагаемое время летчика можно принять время достижения определяющим параметром своего предельного значения $\omega_{x_{np}} = \omega_{x_0} (1 - e^{-t_p/T})$,

откуда

$$t_p = -T \ln\left(1 - \frac{\omega_{\text{хпр}}}{\omega_{x_0}}\right). \quad (2.16)$$

2. Критический определяющий параметр γ . Интегрирование уравнения (2.12) при $M_x = M_{x_b}$ и начальных условиях $t = 0, \omega_x = 0$ дает следующее решение для изменения угла крена:

$$\gamma = \omega_{x_0} t - \omega_{x_0} T(1 - e^{-t/T}). \quad (2.17)$$

В момент $t = t_b$ вмешательства летчика

$$\gamma_{t_b} = \omega_{x_0} t_b - \omega_{x_0} T. \quad (2.18)$$

Решение уравнения (2.12) после вмешательства летчика, когда на самолет действует момент крена $M_x = M_{x_n} - M_{x_b}$, при начальных условиях $t = t_b, \omega_x = \omega_{x_{t_b}}, \gamma = \gamma_{t_b}$ запишется:

$$\gamma = \omega_{x_0} t_b - \omega_{x_{t_b}} T e^{-\frac{t-t_b}{T}} + (\omega_{x_0} - \omega_{x_n}) [t - t_b - T(1 - e^{-\frac{t-t_b}{T}})]. \quad (2.19)$$

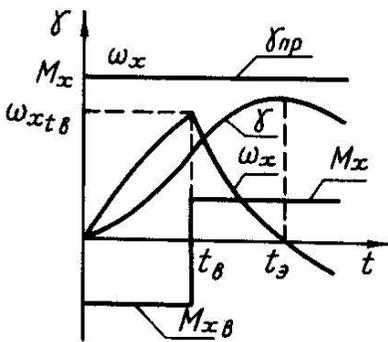


Рис. 2.9

Графики, соответствующие решениям (2.17) и (2.19), изображены на рис. 2.9.

Увеличение угла крена прекратится в момент времени $t = t_3$, когда ω_x станет равной нулю. Приравняв выражение (2.15) к нулю и разрешая полученное равенство относительно $t = t_3$, получаем

$$t_3 = t_b - T \ln\left(\frac{\omega_{x_n} - \omega_{x_0}}{\omega_{x_{t_b}} - \omega_{x_0} + \omega_{x_n}}\right). \quad (2.20)$$

Подставляя выражение для t_3 в формулу (2.19), после преобразований получаем выражение для экстремального значения угла крена

$$\gamma_3 = \omega_{x_0} t_B - \omega_{x_0} T (1 - \bar{\omega}_{x_{л}}) \ln \left(\frac{\bar{\omega}_{x_{л}} - 1}{\bar{\omega}_{x_{л}} - e^{-t_B/T}} \right), \quad (2.21)$$

где $\bar{\omega}_{x_{л}} = \frac{\omega_{x_{л}}}{\omega_{x_0}}$.

Для заданного летчиком угла отклонения элеронов на парирование возмущения (заданного $\bar{\omega}_{x_{л}}$) можно построить график зависимости экстремальных значений углов крена от времени вмешательства $\gamma_3 = f(t_B)$ и по предельному углу крена определить предполагаемое время летчика.

Пример. Для $\omega_{x_0} = 1 \text{ рад} \cdot \text{с}^{-1}$, $T = 0,5 \text{ с}$, $\bar{\omega}_{x_{л}} = 3$, $\gamma_{\text{пр}} = 0,6 \text{ рад}$ определить t_p . Результаты расчетов по формуле (2.21) приведены на рис. 2.10, из которого следует, что $t_p = 0,95 \text{ с}$.

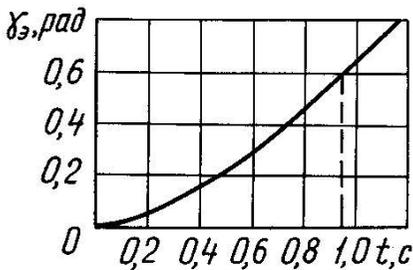


Рис. 2.10

Для определения предполагаемого времени по любому определяющему параметру, как следует из рассмотренных примеров, необходимо выполнить следующие действия:

решить дифференциальное уравнение движения самолета при возмущающих факторах,

определяемых отказом техники и вмешательством летчика, то есть определить зависимость $x_i(t, t_B)$, где t_B – параметр, t – текущее время;

приравнять производную по времени $\dot{x}_i(t, t_B)$ к нулю, разрешить полученное равенство относительно $t = t_3$ и определить экстремальное значение параметра x_{i_3} ;

полагая $x_{i_3} = x_{i_{\text{пр}}}$, определить $t_B = t_p$. В зависимости от типа определяющего параметра это может быть выполнено или аналити-

ческим способом, или графическим путем.

2.6. ОЦЕНКА СТЕПЕНИ ОПАСНОСТИ ОТКАЗОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Количественной характеристикой степени опасности отказов авиационной техники является условная вероятность парирования их последствий r_T . В зависимости от средств реализации поставленной задачи и характера отказа вероятность r_T может быть определена одним из следующих методов: расчетным (аналитическим), методом статистических испытаний, экспертным оцениванием.

Расчетный (аналитический) метод. Данный метод применяется в тех случаях, когда опасные последствия отказа появляются только на начальном этапе полета сразу после его возникновения. К таким последствиям приводят отказы, вызывающие существенное изменение моментов, действующих на ЛА. Вероятность парирования последствий таких отказов определяется как вероятность своевременного вмешательства летчика в управление $r_T = p(t_B < t_p)$. Если известны законы распределения времени вмешательства $f(t_B)$ и располагаемого времени летчика $f(t_p)$, то вероятность r_T рассчитывается по соотношению

$$r_T = p(\Delta t > 0) = \int_0^{\infty} f(\Delta t) d\Delta t, \quad (2.22)$$

где $f(\Delta t)$ – закон распределения разности располагаемого времени и времени вмешательства ($\Delta t = t_p - t_B$), определяемый композицией законов $f(t_p)$ и $f(t_B)$.

При детерминированной манере вмешательства летчика величина t_p неслучайная, и вероятность r_T может быть рассчитана по соотношению

$$r_T = \int_0^{t_p} f(t_B) dt_B = 0,5 + \Phi_0\left(\frac{1}{\sqrt{D}} \ln \frac{t_p^*}{t_{B0}^*}\right), \quad (2.23)$$

где $t_p^* = t_p - 0,13$; $\Phi_0(X)$ – функция Лапласа, определяемая по табличным данным.

Последовательность расчета r_T по выражению (2.23) следующая:
определяем выражение для возмущающего момента, явившегося следствием отказа;

интегрированием уравнений движения ЛА при воздействии возмущающего момента определяем критический определяющий параметр;

из совместного решения системы уравнений типа (2.11) определяем математическое ожидание времени вмешательства и на основе связей (2.9) – (2.10) параметр $t_{B_0}^*$;

определяем располагаемое время летчика по данному критическому определяющему параметру;

по известным значениям D , t_p^* , $t_{B_0}^*$ вычисляем аргумент X функции $\Phi_0(X)$ и по значению аргумента находим ее табличное значение.

Пример. Определить вероятность парирования отказов САУ в канале крена, приводящих к быстрому отклонению элеронов на угол $\delta_3 = 0,1$ рад. На заданном режиме полета (H, M, V) для исследуемого самолета с известными геометрическими, массовыми и аэродинамическими характеристиками коэффициенты уравнения (2.12) равны:

$$M_x^{\delta_3} = m_x^{\delta_3} \rho \frac{V^2}{2} sl = -116 \cdot 10^{-4} \text{ Н} \cdot \text{м};$$

$$M_x^{\omega_x} = m_x^{\omega_x} \frac{l}{2V} \rho \frac{V^2}{2} sl = -9,5 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с};$$

$$M_{x_B} = M_x^{\delta_3} \delta_3 = -11,6 \text{ Н} \cdot \text{м};$$

$$T = -\frac{I_x}{M_x^{\omega_x}} = 0,3 \text{ с}.$$

Критический определяющий параметр – угловая скорость крена $\omega_{x_{\text{ип}}} = 1 \text{ рад/с}$. Вычисляем

$$\omega_{x_0} = -\frac{M_{x_B}}{M_x^{\omega_x}} = -\frac{11,6}{9,5} = -1,22 \text{ рад/с}$$

(в дальнейших расчетах используется модуль величины ω_{x_0}).

Определяем математическое ожидание времени вмешательства m_{t_B} из совместного решения системы уравнений:

$$\dot{\omega}_{x_{\text{сп}}} = \frac{1,22}{t}(1 - e^{-\frac{t}{0,3}});$$

$$t = 0,251 + \frac{0,072}{\dot{\omega}_{x_{\text{сп}}}}$$

Графическое решение дает результат $m_{t_B} = 0,279 \text{ с}$.

Соответственно

$$t_{B_0}^* = 0,895(m_{t_B} - 0,13) = 0,895(0,279 - 0,13) = 0,133 \text{ с}$$

Вычисляем располагаемое время летчика

$$t_p = -T \ln\left(1 - \frac{\omega_{x_{\text{ип}}}}{\omega_{x_0}}\right) = 0,3 \ln\left(1 - \frac{1}{1,22}\right) = 0,509 \text{ с}$$

Определяем условную вероятность парирования последствий отказа

$$r_T = 0,5 + \Phi_0\left(\frac{1}{\sqrt{D}} \ln \frac{t_p^*}{t_{B_0}^*}\right) = 0,5 + \Phi_0\left(\frac{1}{\sqrt{0,223}} \ln \frac{0,379}{0,133}\right) =$$

$$= 0,5 + \Phi_0(2,23).$$

По таблицам функции Лапласа при аргументе 2,23 получим $\Phi_0(2,23) = 0,487$ и соответственно $r_T = 0,5 + 0,487 = 0,987$.

Основным достоинством аналитического метода расчета r_T является его относительная простота, а существенным недостатком – необходимость упрощения реальных явлений с целью математической формализации в виде, доступном для аналитического реше-

ния.

Метод статистических испытаний. Применительно к отказам техники под статистическими испытаниями понимается многократное моделирование динамики движения ЛА при данном отказе в условиях, изменяющихся случайным образом от опыта к опыту (случайные начальные условия, случайные внешние воздействия и т.д.). В зависимости от средств реализации статистические испытания могут быть натурные, полунатурные или представлять чисто математическое моделирование.

Натурные испытания – это целенаправленный летный эксперимент. Достоинства этого способа испытаний очевидны, недостатки – летный эксперимент дорог и сложен и, самое главное, небезопасен, поэтому не все отказы могут быть имитированы в полете.

Полунатурные испытания – это испытания на пилотажных стендах (тренажерах). Достоинство этого способа испытаний – полная безопасность экспериментов, недостаток – трудность обеспечения условий деятельности летчика, соответствующих условиям реального полета, по чувству ощущений и по чувству опасности отказа. Поэтому не все отказы техники, особенно вызывающие большие линейные или угловые ускорения ЛА, могут быть достоверно исследованы на таких стендах.

При статистических испытаниях методом *математического моделирования* (так называемое *статистическое моделирование*) испытаниям подвергается математический аналог замкнутого контура летчик–система управления–ЛА. Динамические свойства звеньев этого контура описываются соответствующими математическими моделями.

Оценка вероятности парирования последствий отказов техники по данным статистических испытаний производится или по частоте появления события $x_j < x_{j\text{пр}}$, $j = \overline{1, l}$, или по законам распределения экстремальных значений определяющих параметров $F(x)$.

По частоте события условная вероятность парирования последствий отказа i -го типа оценивается соотношением

$$r_{\tau_i}^* = \frac{n_i}{N_i},$$

где N_i – число проведенных испытаний; n_i – число испытаний, в которых регистрировалось событие $x_j < x_{j\text{пр}}$, $j = \overline{1, l}$. Соответственно $s_{T_i}^* = 1 - \frac{n_i}{N_i}$. Ввиду ограниченного числа испытаний N_i оценки $r_{T_i}^*$ и $s_{T_i}^*$ имеют приближенный характер.

Ошибка в определении r_{T_i} существенным образом зависит от числа проведенных испытаний. Связь требуемого количества испытаний с этой ошибкой ε выражается формулой

$$N = \frac{r_{T_i}(1-r_{T_i})}{\varepsilon^2} t_\alpha^2, \quad (2.24)$$

где t_α – величина критического интервала, выбираемая из таблиц функции нормального распределения по заданной надежности (вероятности) α , при которой обеспечивается выполнение неравенства

$$P\left\{r_{T_i} - r_{T_i}^* \right\} < \varepsilon \} = \alpha.$$

Задаваясь $\alpha = 0,95$ ($t_\alpha = 1,96$) и ошибкой $\varepsilon = 0,05$, из формулы (2.24) имеем, что для получения вероятности $r_{T_i} = 0,9$ с заданной ошибкой требуется 138 испытаний. При повышении требований к точности определения r_{T_i} , например, до $\varepsilon = 0,01$, в рассматриваемом примере требуемое число испытаний увеличивается до 3456. Такое число испытаний практически может быть реализовано только методом статистического моделирования на быстродействующих ЭВМ. Это обстоятельство является одним из серьезных ограничений применимости метода статистических испытаний. Поэтому целесообразно использование второго метода определения r_{T_i} – по законам распределения экстремальных значений определяющих параметров:

$$r_{T_i}^* = \min \left\{ F^*(x_{j\text{пр}}) \right\}, j = \overline{1, l}, \quad (2.25)$$

где $F^*(x_{j\text{пр}})$ – значение эмпирической функции распределения экстремальных значений j -го определяющего параметра при аргу-

менте $x_j = x_{j\text{пр}}$. Методика получения функций по данным испытаний приведена в главе 7.

Метод экспертного оценивания. Сущность расчета r_{T_i} экспертным оцениванием заключается в следующем. Коллектив квалифицированных специалистов-экспертов оценивает опасность отказа i -го типа для заданного этапа полета и заданных метеоусловий по определенной методике, например, методом непосредственной оценки, выражаемой в баллах. Шкалы оценок могут быть различные: пятибалльные, десятибалльные и т.д. В частности, если используется пятибалльная система оценки опасности отказа, то каждому баллу ставится в соответствие:

балл 5 приписывается таким отказам, когда, по мнению эксперта, полет наверняка закончится АП;

балл 4 – полет чаще будет заканчиваться АП, чем без него;

балл 3 – возможные два исхода полета равновероятны;

балл 2 – полет чаще будет заканчиваться благополучным исходом, нежели АП;

балл 1 – по мнению эксперта, полет всегда будет заканчиваться благополучно.

По результатам экспертизы k экспертов рассчитывается оценка

$$r_{T_i}^* = 1,25 - 0,25z_{\text{ср}}, \quad (2.26)$$

где $z_{\text{ср}} = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k z_j$; z_j – оценка опасности отказа, выставленная j -м

экспертом.

Величина $r_{T_i}^*$, вычисленная таким образом, имеет приближенный характер. За математическое ожидание этой оценки может быть принято $m_{r_{T_i}^*} = r_{T_i}^*$, и дисперсия может быть вычислена

$D_{r_{T_i}^*} = 0,625 D_z$, где D_z – дисперсия оценок экспертов, определяемая

$$D_z = \frac{\sum_{j=1}^k (z_j - z_{cp})^2}{k-1}.$$

Метод экспертного оценивания для расчета r_{T_i} применяется в тех случаях, когда другие методы не применимы из-за дефицита времени, из-за невозможности формализовать поставленную задачу или отсутствия исходных данных, необходимых для ее решения.

2.7. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАДАННОГО УРОВНЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ, ОПРЕДЕЛЯЕМОГО НАДЕЖНОСТЬЮ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Как известно, уровень безопасности полетов закладывается при создании новой авиационной техники. Важнейшее место в этой работе принадлежит обеспечению заданного уровня безопасности полетов, определяемого надежностью систем создаваемого ЛА.

В техническом плане эта задача решается по таким основным направлениям, как:

разработка технических решений, направленных на предупреждение особых ситуаций и уменьшение степени их опасности, на обеспечение соответствия ЛА и его систем требованиям по эргономике;

разработка и совершенствование базы натуральных и полунатурных исследований и испытаний (летающих лабораторий, моделирующих комплексов, стендов и т.д.) и проведение исследований на этой базе с целью оценки степени опасности особых ситуаций, вызываемых отказами в функциональных системах ЛА.

В методическом плане задача обеспечения заданного уровня БзП сводится к оценке ожидаемого количественного уровня БзП и сравнению его с заданным. Расчет уровня БзП производится аналитическими методами. Эта задача является комплексной, и ее поэтапное решение предполагает решение таких частных задач, как:

разделение (декомпозиция) ЛА на составные его части;

выявление в каждой функциональной системе перечня функцио-

нальных отказов, потенциально угрожающих БзП, вероятностей (интенсивностей) их возникновения и степени их опасности;

распределение заданного уровня БзП между функциональными системами создаваемого ЛА;

расчет уровня безопасности полетов по каждой функциональной системе;

объединение результатов расчетов по каждой функциональной системе с целью оценивания уровня БзП в целом на ЛА, сравнение этого уровня БзП с заданным.

Рассмотрим существо перечисленных задач.

Декомпозиция ЛА на составные его части. ЛА представляет собой сложную техническую систему, состоящую из ряда систем, взаимодействующих между собой при их функционировании. Поэтому задача оценивания уровня БзП сразу в целом для ЛА имеет большую размерность, что существенно затрудняет ее решение. Декомпозиция ЛА на составные части преследует цель снизить размерность решаемой задачи для наглядности процесса получения результатов, их анализа и отыскания конкретных путей для достижения заданного уровня БзП. Условное разделение ЛА на составные его части должно выполняться на основе объективно существующей иерархической связи между заданными функциями для отдельных его систем. Согласно этому принципу все части ЛА могут быть ранжированы и отнесены соответственно к элементу ЛА, к подсистеме, к системе, к функциональной группе систем ЛА.

Декомпозиция ЛА должна быть выполнена таким образом, чтобы выделенные функциональные системы сохраняли связи со смежными системами и энергоисточниками. При этом каждый выделенный элемент должен входить только в одну, вполне определенную, подсистему.

Выявление перечня функциональных отказов. Под функциональным отказом понимается вид неработоспособного состояния системы, характеризующийся определенным нарушением функций системы. Функциональный отказ может явиться следствием как отказов отдельных элементов, входящих в систему, так и их комбинаций. При расчете уровня БзП не рассматриваются такие сочетания отказов, которые представляют собой практически невероятные события (вероятность менее 10^{-9}).

Вероятности (интенсивности) возникновения функциональных отказов могут быть рассчитаны методами теории надежности или определены по статистике отказов в эксплуатации ЛА-аналога. В последнем случае

$$\lambda_i^* = \frac{n_i}{t_\Sigma}, \quad (2.27)$$

где t_Σ – суммарный налет, за который определено (выявлено) n_i функциональных отказов i -го типа.

Ввиду ограниченной статистики отказов величина λ_i^* является случайной. Оценки математического ожидания и дисперсии величины могут быть определены

$$m_{\lambda_i}^* = \lambda_i^*; \quad D_{\lambda_i}^* = \frac{\lambda_i^{*2}}{n_i}. \quad (2.28)$$

Степень опасности функциональных отказов, характеризуемая условной вероятностью $s_{T_i}(r_{T_i})$, может быть рассчитана методами, изложенными в параграфе 2.6 настоящей главы, а в ряде случаев может быть определена по статистике авиационных происшествий и инцидентов на ЛА-аналоге:

$$s_{T_i}^* = \frac{n_{\text{АП}_i}}{n_{\text{АП}_i} + n_{\text{И}_i}}; \quad r_{T_i}^* = \frac{n_{\text{И}_i}}{n_{\text{АП}_i} + n_{\text{И}_i}}, \quad (2.29)$$

где $n_{\text{АП}_i}, n_{\text{И}_i}$ – соответственно число АП и инцидентов, обусловленных функциональными отказами i -го типа.

Ввиду ограниченной статистики АП и инцидентов оценки $r_{T_i}^*, s_{T_i}^*$ случайны. За их математические ожидания и дисперсии могут быть приняты

$$m_{r_{T_i}}^* = r_{T_i}^*; \quad m_{s_{T_i}}^* = s_{T_i}^*; \quad D_{r_{T_i}}^* = D_{s_{T_i}}^* = \frac{r_{T_i}^*(1-r_{T_i}^*)}{n_{\text{АП}_i} + n_{\text{И}_i}}. \quad (2.30)$$

Распределение заданного уровня БЗП между функциональными системами ЛА. Пусть к создаваемому ЛА предъявлено тре-

бование обеспечить $Q = Q_3$, где Q_3 – заданный уровень риска на 1 час полета. Распределение Q_3 между системами ЛА может быть произведено от достигнутой аварийности по системам того же назначения на ЛА-аналоге. Для этого по статистическим сведениям аварийности на ЛА-аналоге определяют относительную частоту АП из-за отказов каждой из его систем

$$\bar{Q}_{ja} = \frac{Q_j}{Q_a} = \frac{n_{АП_{ja}}}{n_{АП_a}},$$

где $n_{АП_{ja}}$, $n_{АП_a}$ – число АП по j -й системе аналога и по ЛА-аналогу в целом за период, сравнимый с планируемым периодом эксплуатации нового ЛА.

При известных значениях \bar{Q}_{ja} заданный уровень риска Q_3 для нового ЛА распределяется между системами по соотношению

$$Q_{j3} = Q_3 \bar{Q}_{ja}.$$

При таком распределении Q_3 между системами не учитывается их стоимость производства и эксплуатации в зависимости от вклада в обеспечение безопасности полетов, то есть задача решается неоптимальным образом.

Задачу оптимального распределения Q_3 между системами ЛА с учетом их стоимости можно сформулировать следующим образом: распределить Q_3 между системами таким образом, чтобы затраты на их производство и эксплуатацию были минимальными, то есть

$$C = \sum_{j=1}^f C_j = \min, \quad (2.31)$$

где C_j – функция стоимости j -й системы, зависящая от Q_j , например

$$C_j = a_j + \frac{b_j}{Q_j}, \quad (2.32)$$

где a_j, b_j – известные коэффициенты.

Оптимальные значения Q_3 , реализующие условие (2.31), при

$\sum_{j=1}^f Q_j \leq Q_3$ могут быть определены методом неопределенных

множителей Лагранжа. Для этого составляется функция Лагранжа

$$L = \sum_{j=1}^f C_j + \sum_{j=1}^f (Q_{j3} - Q_3)x, \quad (2.33)$$

где x – неопределенный множитель Лагранжа.

Чтобы найти оптимальные решения, следует продифференцировать функцию Лагранжа по переменным Q_{j3} и x и приравнять производные нулю. В результате получаем систему уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{\partial L}{\partial Q_{j3}} &= 0; \\ \frac{\partial L}{\partial x} &= 0, \end{aligned} \quad (2.34)$$

где $j = \overline{1, f}$.

Из решения системы уравнений (2.34) определим оптимальные значения $Q_{j3\text{опт}}$, удовлетворяющие условию (2.31).

Распределим оптимально заданный уровень риска между функциональными системами ЛА. В соответствии с (2.32) и (2.33) функция Лагранжа запишется следующим образом:

$$L = \sum_{j=1}^f \left(a_j + \frac{b_j}{Q_{j3}} \right) + \sum_{j=1}^f (Q_{j3} - Q_3)x.$$

Далее составляется система $f+1$ уравнений для определения неизвестных Q_{j3} и x :

$$\frac{\partial L}{\partial Q_{13}} = -\frac{b_1}{Q_{13}^2} + x = 0;$$

.....

.....

$$\frac{\partial L}{\partial Q_{f3}} = -\frac{b_1}{Q_{f3}^2} + x = 0;$$

$$\frac{\partial L}{\partial x} = \sum_{j=1}^f (Q_{j3} - Q_3) = 0. \tag{2.35}$$

Порядок решения системы уравнений (2.35) следующий:

- 1) из первых f уравнений определяются выражения для Q_{j3} ;
- 2) путем подстановки этих выражений в последнее $f + 1$ -е уравнение определяется неопределенный множитель Лагранжа x ;
- 3) путем подстановки выражения для x в выражение для Q_{j3} определяются их оптимальные значения.

Опуская промежуточные выкладки, запишем выражение для $Q_{j3 \text{ опт}}$:

$$Q_{j3 \text{ опт}} = \frac{\sqrt{b_j}}{\sum_{j=1}^f \sqrt{b_j}} Q_3. \tag{2.36}$$

С учетом (2.36) оптимальная «стоимость» ЛА определяется следующим выражением:

$$C = \sum_{j=1}^f \left(a_j + \frac{b_j}{Q_{j3}} \right) = \sum_{j=1}^f \left(a_j + \frac{\sqrt{b_j} \sum_{j=1}^f \sqrt{b_j}}{Q_3} \right). \tag{2.37}$$

Расчеты, выполненные для конкретного ЛА, показывают, что распределение Q_3 между составными частями ЛА оптимальным образом, по сравнению с распределением Q_3 от достигнутого, дает выигрыш в «стоимости» около 15%.

При создании ЛА часто возникает необходимость решения задачи второго рода, когда требуется определить минимально достижимый уровень риска Q_{\min} , который можно обеспечить в условиях ограничений по стоимости $C \leq C_3$. В этом случае функция Лагранжа примет следующий вид:

$$L = \sum_{j=1}^f Q_j + x \left[\sum_{j=1}^f \left(a_j + \frac{b_j}{Q_j} \right) - C_3 \right]. \quad (2.38)$$

Составив в соответствии с этой функцией систему $f+1$ дифференциальных уравнений типа (2.34) и решив ее относительно $Q_{j\text{ опт}} = Q_{j\text{ мин}}$, получим

$$Q_{j\text{ мин}} = \frac{1}{C_3 - \sum_{j=1}^f a_j} b_j \sum_{j=1}^f \sqrt{b_j}. \quad (2.39)$$

Тогда $Q_{\min} = \sum_{j=1}^f Q_{j\text{ мин}}$. Если ограничение $Q_{\min} \leq Q_3$ не выпол-

няется, то это свидетельствует о недостаточности выделенных средств для достижения этого ограничения.

Расчет уровня риска по j -й функциональной системе. Пусть для j -й функциональной системы выявлено m функциональных отказов. Считаются известными статистические оценки λ -характеристик по i -м функциональным отказам $m_{\lambda_i}^*$, $D_{\lambda_i}^*$, а также условных вероятностей непарирования этих отказов $m_{s_i}^*$, $D_{s_i}^*$ ($i = \overline{1, m}$) по этапам полета ($s = \overline{1, z}$).

Расчет уровня риска, определяемый j -й системой, может быть выполнен на основе марковской модели. Ограничимся для простоты изложения в этой модели первым уровнем состояний. Тогда, согласно (1.45) и (1.47), для s -го этапа полета имеем

$$P_{0,s}(t) = e^{-\lambda_{00} t} P_{0,s-1};$$

$$Q_{i,s} = Q_{i,s-1} + \frac{\lambda_i s_{i,s} P_{0,s-1}}{\lambda_{00}} (1 - e^{-\lambda_{00}t}).$$

Учитывая, что $\lambda_{00}t \ll 1$, используем разложение $e^{-\lambda_{00}t} \cong 1 - \lambda_{00}t$. Тогда записанные выражения примут вид

$$P_{0,s}(t) = (1 - \lambda_{00}t)P_{0,s-1}; \quad (2.40)$$

$$Q_{i,s}(t) = Q_{i,s-1} + \lambda_i s_{i,s} P_{0,s-1}t. \quad (2.41)$$

Ввиду случайности λ_i -характеристик и s_i -характеристик решения $P_{0,s}(t), Q_{i,s}(t)$ также случайны. Определим математическое ожидание и дисперсию уровня риска $Q_{i,s}(t)$. Согласно (2.41) имеем

$$M[Q_{i,s}(t)] = M[Q_{i,s-1}] + tM\{\lambda_i s_{i,s} P_{0,s-1}\}; \quad (2.42)$$

$$D[Q_{i,s}(t)] = D[Q_{i,s-1}] + t^2 D\{\lambda_i s_{i,s} P_{0,s-1}\}. \quad (2.43)$$

Математическое ожидание и дисперсия от выражений, стоящих в фигурных скобках, могут быть определены на основании теорем теории вероятностей о числовых характеристиках функции случайных аргументов. Используемые при этом математическое ожидание и дисперсия от случайного начального условия $P_{0,s-1}$ могут быть получены в соответствии с решением (2.40) как

$$M[P_{0,s-1}] = M[(1 - \lambda_{00}t)P_{0,s-2}]; \quad (2.44)$$

$$D[P_{0,s-1}] = D[(1 - \lambda_{00}t)P_{0,s-2}]. \quad (2.45)$$

Напомним, что в соответствии с допущением, принятым в марковской модели, в начале полета начальное условие $P_{0,0} = 1$ и, соответственно, $D[P_{0,0}] = 0$.

В целом за полет по всем m функциональным отказам j -й системы имеем

$$M[Q_j(t)] = m_{Q_j} = \sum_{i=1}^m M[Q_{i,z}(t)]; \quad (2.46)$$

$$D[Q_j(t)] = D_{Q_j} = \sum_{i=1}^m D[Q_{i,z}(t)]. \quad (2.47)$$

Строго говоря, полученные значения m_{Q_j}, D_{Q_j} являются не точными, а приближенными, из-за случайности числовых характеристик аргументов $m_{\lambda_i}^*, D_{\lambda_i}^*, m_{s_i}^*, D_{s_i}^*$, используемых в расчете. Для получения гарантированной оценки уровня риска $Q(t)$ необходимо определить доверительную область для двумерного вектора (m_{Q_j}, D_{Q_j}) , в которой он находится с доверительной вероятностью β , а более конкретно – определить максимально возможные значения $m_{Q_{j\max}}, D_{Q_{j\max}}$ в этой области. Последние могут быть рассчитаны по соотношениям

$$\sqrt{D_{Q_{j\max}}} = (1 + \alpha_\beta) \sqrt{D_{Q_j}}; \quad (2.48)$$

$$m_{Q_{j\max}} = m_{Q_j} + \frac{t_\beta}{\sqrt{n_{\text{ст}}}} D_{Q_{j\max}}, \quad (2.49)$$

где α_β определяется по таблицам двухсторонних границ χ^2 - распределения при условии $I_k(\alpha_\beta) = \sqrt{\beta}$; t_β определяется по таблицам функции Лапласа при условии $2\Phi(t_\beta) = \sqrt{\beta}$; $n_{\text{ст}}$ – минимальный объем статистики, используемый при расчетах $m_{\lambda_i}^*, D_{\lambda_i}^*, m_{s_i}^*, D_{s_i}^*$.

Исследованиями установлено, что оценка уровня риска распределена по нормальному закону. Тогда за расчетное значение уровня риска по j -й функциональной системе можно принять величину, соответствующую его верхней доверительной границе

$$Q_{j\text{в}} = m_{Q_{j\max}} + t_\beta \sigma_{Q_{j\max}}, \quad (2.50)$$

где t_β определяется по таблицам функции Лапласа при условии $2\Phi(t_\beta) = \beta$.

Для иллюстрации изложенной методики расчета рассмотрим эле-

ментарный пример.

Пример. Пусть для некоторой j -й функциональной системы ЛА выявлено два типа функциональных отказов, для которых из опыта эксплуатации при налете $2 \cdot 10^5$ ч и статистиках $n_1 = 10$ и $n_2 = 20$ определены $m_{\lambda_1}^* = 5 \cdot 10^{-5} 1/\text{ч}$; $D_{\lambda_1}^* = 2,5 \cdot 10^{-10} 1/\text{ч}^2$; $m_{\lambda_2}^* = 10^{-4} 1/\text{ч}^2$; $D_{\lambda_2}^* = 5 \cdot 10^{-10} 1/\text{ч}^2$.

По данным экспертизы 25 экспертов рассчитаны $m_{s_1}^* = 4 \cdot 10^{-2}$; $D_{s_1}^* = 2 \cdot 10^{-4}$; $m_{s_2}^* = 2,20 \cdot 10^{-2}$; $D_{s_2}^* = 0,5 \cdot 10^{-4}$.

Требуется определить верхнюю доверительную границу для уровня риска $Q_{jв}$ для рассматриваемой системы при доверительной вероятности $\beta = 0,95$ и времени полета 1ч. Начальное условие – в начальный момент времени полета $t = 0$ отказы в системе отсутствуют.

Решение.

1. Рассчитываем по формулам (2.42) и (2.43) величины $M[Q_i]$, $D[Q_i]$. В силу принятого начального условия первые слагаемые в указанных формулах равны нулю, а $P_{0,s-1} = 1$. Тогда при времени полета $t = 1$ ч в соответствии с теоремами теории вероятностей о математических ожиданиях и дисперсиях функций случайных аргументов имеем

$$M[Q_1] = m_{\lambda_1}^* \cdot m_{s_1}^* = 5 \cdot 10^{-5} \cdot 4 \cdot 10^{-2} = 2 \cdot 10^{-6};$$

$$D[Q_1] = D_{\lambda_1}^* \cdot D_{s_1}^* + D_{\lambda_1}^* \cdot m_{s_1}^{*2} + D_{s_1}^* \cdot m_{\lambda_1}^{*2} =$$

$$= 2,5 \cdot 10^{-10} \cdot 2 \cdot 10^{-4} + 2,5 \cdot 10^{-10} \cdot 16 \cdot 10^{-4} + 2 \cdot 10^{-4} \cdot 25 \cdot 10^{-10} = 9,5 \cdot 10^{-13};$$

$$M[Q_2] = m_{\lambda_2}^* \cdot m_{s_2}^* = 10^{-4} \cdot 2,2 \cdot 10^{-2} = 2,2 \cdot 10^{-6};$$

$$D[Q_2] = D_{\lambda_2}^* \cdot D_{s_2}^* + D_{\lambda_2}^* \cdot m_{s_2}^{*2} + D_{s_2}^* \cdot m_{\lambda_2}^{*2} =$$

$$= 5 \cdot 10^{-10} \cdot 0,5 \cdot 10^{-4} + 5 \cdot 10^{-10} \cdot 4,84 \cdot 10^{-4} + 0,5 \cdot 10^{-4} \cdot 10^{-8} = 7,67 \cdot 10^{-13}.$$

2. По формулам (2.46) и (2.47) рассчитываем оценки математи-

ческого ожидания и дисперсии уровня риска по системе:

$$m_{Q_j} = M[Q_1] + M[Q_2] = 2 \cdot 10^{-6} + 2,2 \cdot 10^{-6} = 4,2 \cdot 10^{-6};$$

$$D_{Q_j} = D[Q_1] + D[Q_2] = 9,5 \cdot 10^{-13} + 7,67 \cdot 10^{-13} = 1,717 \cdot 10^{-12}.$$

3. Определяем максимально возможные значения $m_{Q_{j\max}}$, $D_{Q_{j\max}}$ в доверительной области для двумерного вектора (m_{Q_j}, D_{Q_j}) при доверительной вероятности $\beta = 0,95$. Для этого из исходных данных используем минимальный объем статистики $n_{\text{ст}} = 10$.

По таблицам функции Лапласа и двухсторонних границ χ^2 -распределения (см., например, табл. 1 и 4 в книге В.Н.Пугачева «Теория вероятностей и математическая статистика». – М.: Наука, 1979) соответственно из условий

$$2\Phi(t_\beta) = \sqrt{\beta} \text{ и } I_k(\alpha_\beta) = \sqrt{\beta}, \quad k = n_{\text{ст}} - 1 = 9,$$

находим $t_\beta = 2,23$, $\alpha_\beta = 0,841$.

Тогда в соответствии с формулами (2.48) и (2.49) имеем

$$\sigma_{Q_{j\max}} = \sqrt{D_{Q_{j\max}}} = (1 + 0,841) \sqrt{1,717 \cdot 10^{-12}} = 2,412 \cdot 10^{-6};$$

$$m_{Q_{j\max}} = 4,2 \cdot 10^{-6} + \frac{2,23 \cdot 2,412 \cdot 10^{-6}}{\sqrt{10}} = 5,9 \cdot 10^{-6}.$$

4. Рассчитываем верхнюю доверительную границу $Q_{j\text{в}}$ при доверительной вероятности $\beta = 0,95$. По таблице функции Лапласа из условия $2\Phi(t_\beta) = \beta$ определяем $t_\beta = 1,96$. Тогда в соответствии с формулой (2.50) имеем

$$Q_{j\text{в}} = 5,9 \cdot 10^{-6} + 1,96 \cdot 2,412 \cdot 10^{-6} = 1,062 \cdot 10^{-5}.$$

Полученный результат $Q_{j\text{в}}$ можно интерпретировать следующим образом: с 95 -процентной уверенностью можно утверждать, что уровень риска, определяемый j -й системой, не превысит значения $1,062 \cdot 10^{-5}$.

2.8. МЕРОПРИЯТИЯ ПО ПОВЫШЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ И ОЦЕНКА ИХ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Для повышения БзП, обусловленной надежностью авиатехники, существуют два пути: повышение надежности, то есть безотказности работы техники в полете, и уменьшение опасности отказов, то есть уменьшение вероятности непарирования летчиком их отрицательных последствий.

Обеспечение безотказности работы авиатехники – основной путь повышения безопасности полетов. Именно на это направлены основные усилия организаций и частей, создающих и эксплуатирующих авиатехнику. Для поддержания высокого уровня безотказности авиатехники предназначены в первую очередь мероприятия инженерно-авиационной службы.

На стадии создания авиатехники для обеспечения ее безотказности применяются различные способы ее резервирования, в частности общее, раздельное, резервирование замещением, нагрузочное резервирование.

В качестве критерия эффективности различных способов резервирования примем величину

$$k_{Q_p} = \frac{Q}{Q_p}, \quad (2.51)$$

где Q, Q_p – уровни риска, вносимые отказами рассматриваемой функциональной системы до ее резервирования и после резервирования. Величины Q, Q_p могут быть рассчитаны по соответствующим марковским моделям.

Рассмотрим основные результаты по оценке эффективности в соответствии с критерием (2.51) различных способов резервирования.

Дублирование функциональной системы. Это общее постоянное резервирование с кратностью единица. Практическая реализация на авиатехнике: установка двух двигателей, двух гидросистем, двух источников электропитания и т.д. При допущении, что $e^{-\lambda t} \approx 1 - \lambda t$, критерий эффективности (2.51) имеет выражение

$$K_{Q_p} = \frac{1}{2\bar{s}_p}, \quad (2.52)$$

где $\bar{s}_p = \frac{s_p}{s}$, s_p , s – соответственно условные вероятности непарирования отказа одного из каналов дублированной системы и системы в целом.

Из (2.52) следует, что снижение уровня риска при дублировании системы достигается при условии, если $\bar{s}_p < 0,5$, то есть если опасность отказа одного из каналов дублированной системы меньше, чем опасность отказа недублированной системы, более чем в два раза.

Раздельное резервирование (рис. 2.11). При таком способе резервирования продублирована только часть системы (1), остальная ее часть (2) не дублирована. Система теряет свою работоспособность, если отказала ее часть (2) или отказали оба канала ее части (1). При допущении $e^{-\lambda t} \approx 1 - \lambda t$

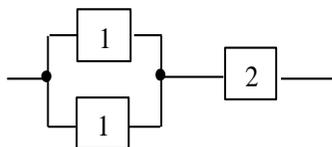


Рис. 2.11

расчеты по марковским моделям дают следующие выражения для критерия эффективности (2.51):

$$K_{Q_p} = \frac{1}{2\lambda_1 \bar{s}_p + 1 - \bar{\lambda}_1}, \quad (2.53)$$

где $\bar{\lambda}_1 = \frac{\lambda_1}{\lambda_1 + \lambda_2}$; λ_1 , λ_2 – интенсивности отказов одного из каналов дублированной части системы (1) и недублированной части (2); $\bar{s}_p = \frac{s_p}{s}$, s_p , s – условные вероятности непарирования отказов одного из каналов дублированной части системы (1) и системы в целом.

Из выражения (2.53) видно, что $\bar{Q}_p > 1$, то есть раздельное резервирование дает положительный эффект по критерию БзП, если $\bar{s}_p < 0,5$, то есть если опасность отказа одного из каналов резерви-

рованной части (1) меньше, чем опасность при отказе всей системы, более чем в два раза. При $\bar{s}_p < 0,5$ эффект от отдельного резервирования по критерию (2.51) тем больше, чем больше величина $\bar{\lambda}_1$. Это проиллюстрировано на графиках, приведенных на рис. 2.12. Отсюда следует вывод, что при отдельном резервировании для получения максимального эффекта резервированию должны подвергаться те части функциональной системы, которые имеют наименьшую надежность.

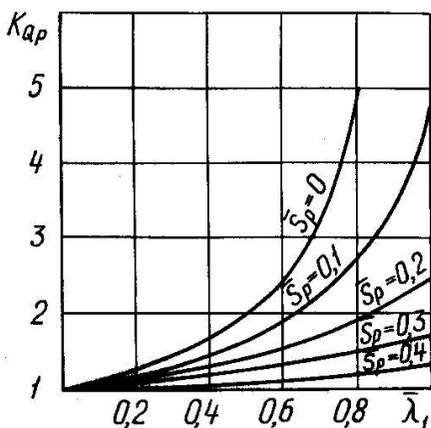


Рис. 2.12

Резервирование замещением (рис. 2.13). При таком способе резервирования при отказе функциональной системы (1) через переключатель включается в работу резервная система (2).

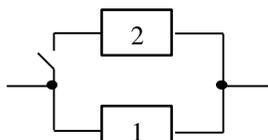


Рис. 2.13

Будем полагать, что интенсивности отказов основной и резервной систем одинаковы и равны λ , интенсивность отказов переключателя λ_n . Использование марковской модели дает следующий результат для критерия эффективности:

$$K_{Q_p} = \frac{Q}{Q_p} = \frac{1}{1 - \frac{e^{-\lambda t}(1 - e^{-\lambda \bar{\lambda}_n t})}{\bar{\lambda}_n(1 - e^{-\lambda t})}}, \quad (2.54)$$

где $\bar{\lambda}_n = \frac{\lambda_n}{\lambda}$.

Пределы изменения K_{Q_p} следующие:

при $\bar{\lambda}_n \rightarrow 0$ переключатель абсолютно надежен и всегда подключает резервную систему при отказе основной:

$$\lim_{\bar{\lambda}_n \rightarrow 0} K_{Q_p} = \frac{1 - e^{-\lambda t}}{1 + (1 + \lambda t)e^{-\lambda t}}, \quad (2.55)$$

при $\bar{\lambda}_n \rightarrow \infty$ переключатель абсолютно ненадежен и практически не подключает резервную систему при отказе основной:

$$\lim_{\bar{\lambda}_n \rightarrow \infty} K_{Q_p} = 1. \quad (2.56)$$

Пример. Интенсивности отказов основной и резервной систем равны $\lambda = 10^{-3}$ 1/ч, время полета 1ч. Оценить по критерию (2.54) эффективность резервирования замещением при варьировании $\bar{\lambda}_n = 10^{-3} \dots 10^2$.

Результаты расчета представлены на рис.2.14. Как следует из рис. 2.14, изменение надежности переключателя достаточно эффективно в определенных пределах. Этот факт может быть использован при назначении λ_n в процессе проектирования резервируемой функциональной системы.

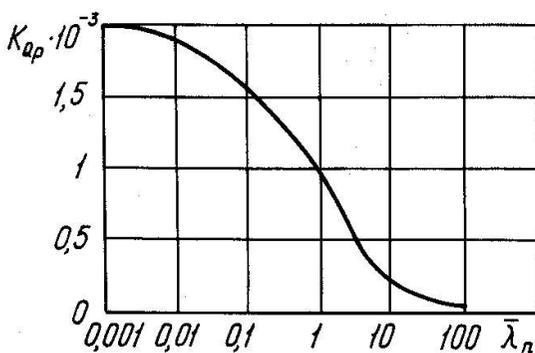


Рис. 2.14

Нагрузочное резервирование. Оно связано с повышением

надежности элементов, входящих в функциональную систему. Будем полагать, что до проведения мероприятий интенсивности отказов элементов равны λ_i , а после проведения мероприятий $\lambda_i / K_{\lambda_i}$, где $K_{\lambda_i} > 1$.

Критерий эффективности мероприятий (2.51) при использовании для Q выражения (1.39) и, учитывая, что $e^{-\lambda_{00}t} \approx 1 - \lambda_{00}t$, имеет вид:

$$K_{Q_p} = \frac{\sum_{i=1}^n \lambda_i s_{T_i}}{\sum_{i=1}^n \frac{\lambda_i}{K_{\lambda_i}} s_{T_i}} = \frac{1}{\sum_{i=1}^n \frac{\bar{Q}_{T_i}}{K_{\lambda_i}}}, \quad (2.57)$$

где n – число элементов в рассматриваемой системе;

$\bar{Q}_{T_i} = \frac{\lambda_i s_{T_i}}{\sum_{i=1}^n \lambda_i s_{T_i}}$ – удельный вклад отказов i -го элемента в уровень

риска, обусловленного возможными отказами рассматриваемой системы.

Результат (2.57) подтверждает тот очевидный факт, что мероприятия по повышению надежности проводятся в первую очередь для тех элементов, которые наиболее сильно снижают уровень БзП. Оценка эффекта мероприятий по повышению надежности наиболее «аварийного» j -го элемента в системе определяется выражением

$$K_{Q_p} = \frac{\sum_{i=1}^n \lambda_i s_{T_i}}{\sum_{i=1}^{n-1} \lambda_i s_{T_i} + \frac{\lambda_j}{K_{\lambda_j}} s_{T_j}}. \quad (2.58)$$

Подставив

$$\frac{\lambda_j}{K_{\lambda_j}} = \lambda_j + \frac{1 - K_{\lambda_j}}{K_{\lambda_j}} \lambda_j,$$

преобразуем формулу (2.58) к виду

$$K_{Q_{pj}} = \frac{K_{\lambda_j}}{K_{\lambda_j}(1 - \bar{Q}_{T_j}) + \bar{Q}_{T_j}}. \quad (2.59)$$

Изменение $K_{Q_{pj}}$ в зависимости от K_{λ_j} при различных \bar{Q}_{T_j} показано на рис.2.15, откуда следует, что увеличение K_{λ_j} приводит к повышению БзП тем большему, чем больше \bar{Q}_{T_j} . Если под элементом можно подразумевать всю систему в целом, то $\bar{Q}_{T_j} = 1$ и формула (2.59) примет вид

$$K_{Q_p} = K_{\lambda}, \quad (2.60)$$

то есть уровень риска снижается во столько раз, во сколько раз уменьшается интенсивность отказов.

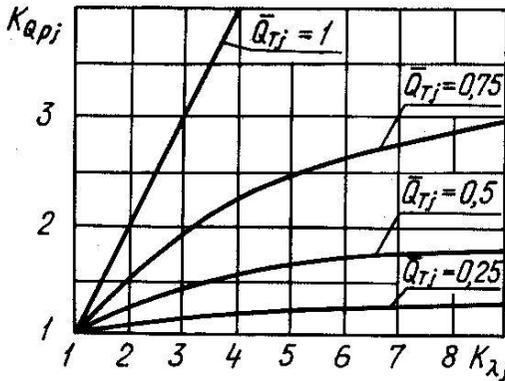


Рис. 2.15

Уменьшение степени опасности отказов. Эффект от мероприятий, направленных на уменьшение вероятности непарирования последствий отказов, будет определяться выражением, аналогичным формуле (2.57). В этом можно убедиться, приняв за критерий эффективности мероприятий отношение $K_{Q_s} = \frac{Q_{T_1}}{Q_{T_2}}$, а вероятности непарирования последствий отказов после проведения мероприятий –

равными s_{T_i} / K_{s_i} , где $K_{s_i} > 1$.

Таким образом, при равных значениях K_{Q_p} , K_{Q_s} с количественной точки зрения безразлично, в каком направлении проводить мероприятия, направленные на повышение БзП – или по увеличению надежности элементов функциональной системы, или по уменьшению степени опасности их отказов. Напомним, что речь идет о сравнении эффектов нагрузочного резервирования и уменьшения степени опасности отказов. Если отказ техники, помимо всего прочего, приводит к срыву выполнения полетного задания, то есть отрицательно сказывается на боевой эффективности ЛА, то необходимо при оговоренных выше условиях в первую очередь проводить мероприятия по повышению надежности техники. Такие мероприятия должны проводиться и в тех случаях, когда парирование последствий отказов затруднено или невозможно. Если отказ техники не препятствует безопасному продолжению полета, включая и посадку, но в момент отказа на ЛА действуют возмущения, недопустимые по условиям безопасности полетов, то для таких отказов главным становится уменьшение степени их опасности.

Мероприятия по уменьшению степени опасности отказов можно разделить на две группы – технические и эксплуатационные.

Технические мероприятия в основном связаны с применением на ЛА средств, ограничивающих возмущающие силы и моменты при отказах, уменьшающих время вмешательства летчика и увеличивающих его располагаемое время при отказах. В качестве примеров применения на ЛА средств, ограничивающих возмущающие силы и моменты при отказах, можно указать ограничители отклонения рулей от САУ или ограничители ее управляющих сигналов; устройства контроля, возвращающие при отказе САУ штоки ее исполнительных устройств в нейтральное положение, системы ограничения предельных режимов полета, принудительно отклоняющие рули на уменьшение параметров движения.

Для уменьшения времени вмешательства летчика в управление и увеличение его располагаемого времени на ЛА применяются кнопки быстрого отключения САУ, позволяющие летчику при ее отказе быстро взять управление на себя; дифференциальная схема включе-

ния исполнительных устройств САУ, обеспечивающая одновременное управление ЛА от летчика и автоматических систем; разнообразная сигнализация летчику при отказах; средства подсказки летчику о его необходимых действиях при отказах и др.

Эксплуатационные мероприятия в основном связаны с тренировкой летного состава по распознаванию отказов и парированию их последствий, проводимой на тренажерах или на учебных ЛА, оборудованных специальными пультами для имитации отказов техники. Заметим, что при отказах, вызывающих рефлекторное вмешательство летчика в управление, время его вмешательства в тренировке практически не поддается. При таких отказах летный состав тренирует навыки распознавания источника отказа по поведению ЛА и принятия решения о локализации отказа (отключения системы, переход на резервную и т.д.).

Г л а в а 3. ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ОШИБОК ЛИЧНОГО СОСТАВА НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

3.1. СТАТИСТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ И РОЛЬ ЛИЧНОГО СОСТАВА В ОБЕСПЕЧЕНИИ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Уровень БзП закладывается при создании авиационной техники (АТ). Для поддержания этого уровня личный состав в процессе массовой эксплуатации и применения АТ должен обеспечить выполнение требований генерального конструктора по обслуживанию, режимам и условиям ее применения. Однако этим не исчерпывается роль личного состава по обеспечению БзП. В процессе массовой эксплуатации и применения АТ личный состав выявляет имеющиеся недостатки конструкции ЛА, регламентов, руководств по летной и технической эксплуатации, методических указаний по боевому применению, формулирует требования и предложения по их совершенствованию (изменение регламентов, ограничений и т.д.). Благодаря этим действиям личного состава уровень БзП летательных аппаратов в процессе массовой эксплуатации существенно возрастает.

Совершенствование авиационной техники и методов ее обслуживания в процессе массовой эксплуатации, с одной стороны, и стремление летного состава по мере освоения новой техники максимально использовать ее возможности, с другой, приводят к изменению распределения причин АП между личным составом и техникой. Если сумму АП по вине личного состава и по причинам несовершенства техники принять за 100%, то верхнюю и нижнюю границы изменения их распределения по годам эксплуатации можно представить кривыми, показанными на рис. 3.1. Если в первые 1–2 года эксплуатации 60...80% АП происходит из-за несовершенства техники (20...40% по вине личного состава), то через 12–14 лет эксплуатации – только 15...30% (70...85% по вине личного состава). Отсюда следует, что относительное увеличение доли АП по вине личного состава по годам эксплуатации техники является закономерным.

В обеспечении полетов кроме летных экипажей принимает участие личный состав управления и руководства полетами, инженерно-

авиационной службы, службы материального и аэродромно-технического обеспечения, службы связи и радиотехнического обеспечения, медицинской службы, парашютно-десантной службы и воздушно-огневой службы. Примерное распределение АП между различными группами, обслуживающими самолеты фронтовой авиации, представлено в табл. 3.1. В этой таблице за 100% приняты авиационные происшествия по вине личного состава.

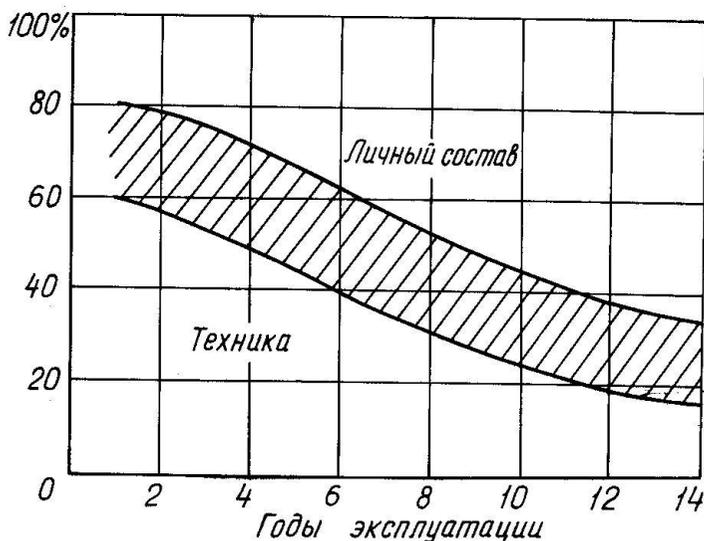


Рис. 3.1

Из рассмотрения табл.3.1 формально может показаться, что, поскольку полное устранение АП по вине инженерно-технического состава (ИТС) не решает проблемы обеспечения БзП, то его влияние на предотвращение АП невелико. В действительности роль инженерно-авиационной службы в обеспечении безопасности полетов исключительно велика. Как известно, основными задачами ИАС являются содержание авиационной техники в постоянной исправности и боевой готовности, своевременная подготовка к полетам и обеспечение безотказной ее работы в полете. Статистические данные по отказам и неисправностям АТ показывают, что в процессе подготовки техники к полетам, проведении регламентных и других видов работ выявляются и устраняются 96% отказов и неисправностей. Однако некоторая их часть (4%) проявляется или возникает в полете. При этом

97,5% отказов и неисправностей, проявившихся в полете, не имеют последствий и лишь 2,5% приводят к последствиям. Из всего количества отказов и неисправностей АТ по вине личного состава ИТС, приводящих к последствиям, 57% создают угрозу безопасности полетов, а 0,5% приводят к АП. Эти данные свидетельствуют, с одной стороны, об эффективности принятой в военной авиации системы технической эксплуатации, а с другой стороны, ежегодное достаточно большое (8...11%) количество АП по вине личного состава ИТС вызывает настоятельную необходимость дальнейшего улучшения работы ИАС частей, АРП и предприятий промышленности по обеспечению безопасности полетов.

Т а б л и ц а 3.1

№ п/п	Причина авиационного происшествия	%
1	Нарушения и упущения в организации полетов (НОП)	16...24
2	Нарушения и упущения (ошибочные действия) при управлении воздушным движением и руководстве полетами (НРП)	10...16
3	Нарушения и ошибочные действия летного состава (НПП)	40...60
4	Нарушения и упущения в медицинском (НМедО), метеорологическом (НМетО) и радиотехническом (НРТО) обеспечении полетов	6...7
5	Нарушения и упущения в аэродромно-техническом обеспечении полетов (НАТО)	3...6
6	Нарушения и упущения в инженерно-авиационном обеспечении полетов (НИАО)	8...11

Из анализа статистических данных по АП, приведенных в табл.3.1, было бы неправильно делать вывод о том, что такой большой процент АП по вине летного состава объясняется только его недисциплинированностью, низким уровнем подготовки, хотя это косвенно и отражено в этих статистических данных.

Необходимо иметь в виду, что у разных групп личного состава различна и роль в обеспечении эффективности и безопасности полетов ЛА. У летчика особая роль: выполняя задание, он парирует по-

следствия отказов техники, воздействия неблагоприятных внешних условий, исправляет не только свои ошибки, но и ошибки других операторов. Перегрузка летчика информацией, высокая его психофизиологическая нагрузка, недостаточная степень соответствия свойств техники возможностям летчика-оператора существенно снижают надежность его работы и в какой-то мере объясняют сравнительно большое количество АП по вине летного состава.

Есть функции, которые летчик может безошибочно выполнять длительное время с вероятностью, близкой к единице. Допускаемые же им ошибки при выполнении этих функций он уверенно парирует. Очевидно, что в рассмотренном случае уровень БзП, определяемый надежностью работы летчика, будет высоким. Надежность летчика-оператора существенно снижается, если ему поручается выполнение функций, не соответствующих его возможностям, или если недостатки динамических свойств ЛА и его системы управления требуют от летчика необычных или противоестественных действий для компенсации этих недостатков. В рассматриваемых случаях летчик может с большой вероятностью допустить ошибку и имеет меньшую возможность по парированию ее последствий.

В ряде случаев при расследовании АП принимается, что, если отказов техники не обнаружено, не зафиксировано воздействие внешних опасных факторов и ошибок других операторов, то причиной АП считается ошибка летчика. При такой системе расследования некоторую часть АП (до 30...40%), вызванных несоответствием свойств ЛА возможностям летчика (например, плохие характеристики устойчивости и управляемости и т.д.), необоснованно относят к ошибкам летного состава.

3.2. ПРИЧИНЫ ОШИБОЧНЫХ ДЕЙСТВИЙ ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТАВА

В процессе обслуживания и ремонта авиационной техники ИТС может допустить ошибку, приводящую либо к пропуску имеющейся неисправности, либо к внесению новой, либо к созданию условий для проявления отказов техники. Большая часть допущенных ошибок обнаруживается при контроле и устраняется перед вылетом самолета. Однако некоторая часть ошибок, пропущенных при контроле, может проявиться в полете и привести к отказу отдельных агре-

готов и систем.

Анализ статистических данных по ошибочным действиям ИТС показывает, что они, в основном, обусловлены следующими причинами: недостаточным уровнем профессиональной подготовки, неблагоприятными личностными (психофизиологическими) качествами специалистов и эргономическими недостатками авиационной техники, ухудшающими качество деятельности ИТС в процессе эксплуатации и ремонта. Первые две группы причин относятся к *личностным* факторам.

Личностные факторы, как правило, взаимосвязаны с *человеческими* факторами, обусловленными особенностями взаимодействия человека с авиационной техникой и включающими как эргономические свойства техники, так и условия взаимодействия человека с ней. Например, недостатки специалистов ИАС психофизиологического характера особенно проявляются при выполнении физически тяжелых работ в сочетании с умственным и эмоциональным напряжением, при несоблюдении санитарно-гигиенических условий на рабочих местах (недостаточная защита от шумов и вибрации, воздействие высокочастотного излучения, паров и продуктов сгорания горюче-смазочных веществ, резкие климатические воздействия, недостаточная механизация трудоемких физических работ, нарушение режима труда и отдыха). Психофизиологическая нагрузка на специалиста возрастает в условиях ограниченного времени, высокого темпа проводимых работ, повышенной личной ответственности за исход выполнения задания и наличия различных помех в работе. Снижению работоспособности также способствуют конфликтные отношения по службе или в семье.

Таким образом, перечисленные выше условия взаимодействия человека с авиационной техникой способствуют появлению ошибочных действий ИТС психофизиологического (личностного) характера.

Способствуют появлению ошибок личного состава и эргономические недостатки техники. Недостаточная проработка эргономических вопросов на этапе ее создания приводит к переносу этих недостатков на новые поколения авиационной техники и повторению ошибок со стороны специалистов ИАС в процессе ее эксплуатации и ремонта.

Характерным примером появления ошибочных действий спе-

специалистов ИАС из-за эргономических недостатков является непреднамеренная неполная сборка «унифицированных сочленений» тяг, качалок различных систем ЛА из-за отсутствия у исполнителя ощущения законченности операции в процессе сборки, а у контролирующего лица – элементов привлечения внимания к законченности сборки соединения. Поэтому при организации и проведении таких работ в авиационной части необходимо, кроме плановых мероприятий (допуск только высококвалифицированных исполнителей, совершенствование пооперационного контроля), обращать внимание на психофизиологическое и эмоциональное состояние конкретного специалиста и фактический уровень его профессиональной подготовленности (личностные факторы).

Статистическими исследованиями установлено, что у ЛА наиболее низкими эргономическими свойствами обладают парашютно-тормозные системы (90% от общего количества ошибок, допускаемых специалистами по самолету и двигателю) и системы приемников воздушных давлений (90% ошибок, допускаемых специалистами по авиационному оборудованию). В целом по всем системам ЛА более 30% ошибок личного состава ИТС, обусловленных эргономическим несовершенством, оказывают существенное влияние на безопасность полетов.

Наиболее характерными ошибками ИТС являются следующие:

перепутывание при подсоединении идентичных близко расположенных штуцеров топливной, гидравлической, воздушной, кислородной и других систем, штепсельных разъемов и отдельных проводов, места установки блоков, агрегатов, деталей и других соединительных элементов – 48,9%;

непреднамеренное повреждение оборудования и элементов бортовой электрической сети – 22%;

нарушение технологии выполнения операций – 11%;

ошибки при монтаже болтовых соединений (перезатяжка или недозатяжка гаек) – 5,2%;

неправильная выставка исходных данных – 3,4%;

неправильные замер параметров и считывание показаний приборов, неудобный (недостовверный) контроль – 4,6%;

неправильная регулировка – 2,6%;

неправильная установка крышек заправочных горловин – 1,7%;

несвоевременное снятие заглушек и чехлов – 0,6%.

Анализ этих данных показывает, что около 40% ошибок допускается вследствие перепутывания при подсоединении штепсельных разъемов, отдельных проводов и штуцеров топливной, гидравлической, воздушной и кислородной систем из-за идентичности стыковочных элементов и их близкого взаимного расположения. Эти ошибки являются наиболее опасными и в большинстве случаев приводят к авиационным происшествиям.

Более глубокий анализ причин авиационных происшествий и инцидентов показывает, что почти каждая ошибка ИТС по существу является следствием комплексного взаимодействия невысоких эргономических свойств авиационной техники, низкого уровня профессиональной подготовленности специалистов и их психофизиологических недостатков.

3.3. МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ДЕЙСТВИЙ ИТС НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

Ошибки, допускаемые ИТС при обслуживании, ремонте АТ и выполнении регламентных работ на ней и пропущенные на контроле, приводят к отказам и неисправностям функциональных систем ЛА в полете и, как следствие этого, к инцидентам и авиационным происшествиям.

Поскольку ошибки ИТС снижают безотказность работы авиационной техники, то их влияние на уровень БзП можно оценить теми же методами, что и при отказах техники из-за конструктивных и производственных недостатков (КПН). Чтобы определить роль ошибок ИТС в снижении БзП, можно принять допущение о безотказности техники по КПН.

В тех случаях, когда вероятность отказа техники из-за допущенной ошибки ИТС зависит от продолжительности полета, оценку БзП производят с использованием марковской модели. Для реализации такого метода расчета уровня БзП необходимо располагать данными о количественных значениях величин $\lambda_{\text{ош}_i}$, r_i , где $\lambda_{\text{ош}_i}$ – интенсивность отказов i -й функциональной системы, обусловленных ошибками ИТС, r_i – условная вероятность парирования летчиком последствий этих отказов.

Если вероятность проявления ошибок ИТС в виде отказов и неисправностей функциональных систем ЛА не зависит от продолжительности полета, то оценивать влияние этих ошибок на уровень БзП следует методом перебора гипотез.

Примем обозначения:

$P_{\text{ош}_i}; q_{\text{ош}_i}$ – соответственно вероятности недопущения и совершения ошибки специалистом ИАС при подготовке i -й системы;

$s_{k_i}; r_{k_i}$ – соответственно условные вероятности пропуска и обнаружения и устранения при контроле допущенной ошибки при подготовке i -й системы.

В соответствии с принятыми обозначениями вероятность выпуска в полет ЛА с i -й исправной системой будет

$$P_i = P_{\text{ош}_i} + q_{\text{ош}_i} r_{k_i} \quad (3.1)$$

и соответственно с неисправной i -й системой –

$$q_i = 1 - P_i = q_{\text{ош}_i} s_{k_i}. \quad (3.2)$$

Вероятности p_i, q_i можно рассматривать как вероятности безотказной работы i -й системы и ее отказа в полете.

Для получения достоверных оценок вероятностей p_i, q_i необходима тщательная организация сбора и учета данных эксплуатации, кропотливая статистическая обработка этих данных по каждому типу летательных аппаратов в конкретных условиях эксплуатации. В случае невозможности получить объективные оценки путем прибегают к методу экспертного опроса.

На рис.3.2 приведен для примера характер изменения вероятности $\bar{q}_i = q_i / q_{i0}$ выпуска самолета в полет с i -й неисправной системой из-за ошибок ИТС для двух систем с различным уровнем эргономических свойств (система 1 имеет плохие свойства, а система 2 – хорошие) в зависимости от внешних условий (температуры наружного воздуха $t_{\text{н}}^{\circ} \text{C}$, скорости ветра $W_{\text{в}}$, освещенности систем естественным светом E), времени T_i , отводимого на обслуживание и контроль технического состояния систем, и опыта эксплуатации данной авиационной техники (ЭО). Здесь q_{i0} – вероятность выпуска самолета

та в полет с неисправной i -й системой при условиях, указанных на графиках, например, при отсутствии ветра. Эти зависимости наглядно показывают, что при обслуживании системы 1 ИТС с большей вероятностью может совершить ошибку, чем при обслуживании системы 2. Вероятность \bar{q}_i снижается при улучшении погодных условий, увеличении времени T_i и опыта эксплуатации самолета данного типа. Однако следует обратить внимание, что благоприятный характер изменения рассматриваемых факторов дает значительно меньший эффект для системы 1 с плохими эргономическими свойствами, чем для системы 2.

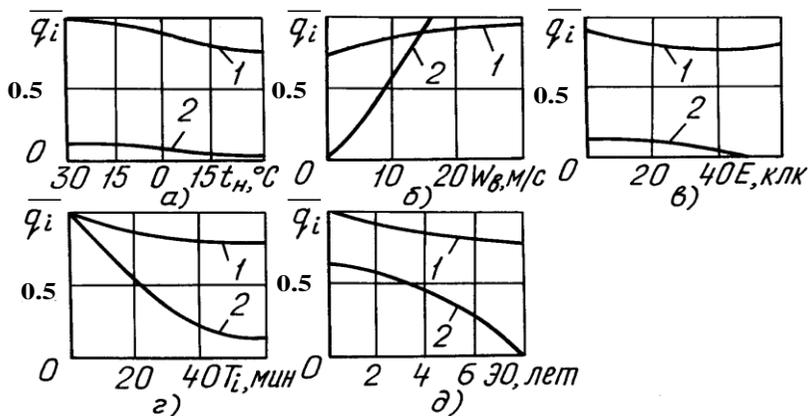


Рис. 3.2

Учитывая независимость отказов функциональных систем ЛА в полете, на основе формулы (1.20) получим вероятность благополучного исхода полета с учетом возможных ошибок ИТС:

$$P = \prod_{i=1}^n (p_i + q_i r_i), \quad (3.3)$$

где n – число функциональных систем ЛА.

В частности, при $n = 3$ формула (3.3) в развернутом виде представляется выражением

$$\begin{aligned}
P &= (p_1 + q_1 r_1)(p_2 + q_2 r_2)(p_3 + q_3 r_3) = \\
&= p_1 p_2 p_3 \left(1 + \frac{q_1 r_1}{p_1} + \frac{q_2 r_2}{p_2} + \frac{q_3 r_3}{p_3} + \frac{q_1 r_1}{p_1} \frac{q_2 r_2}{p_2} + \right. \\
&+ \left. \frac{q_1 r_1}{p_1} \frac{q_3 r_3}{p_3} + \frac{q_2 r_2}{p_2} \frac{q_3 r_3}{p_3} + \frac{q_1 r_1}{p_1} \frac{q_2 r_2}{p_2} \frac{q_3 r_3}{p_3} \right) = \\
&= \prod_{k=1}^3 p_k \left(1 + \sum_{i=1}^3 \frac{q_i r_i}{p_i} + \sum_{i=1}^2 \frac{q_i r_i}{p_i} \sum_{j=i+1}^3 \frac{q_j r_j}{p_j} + \prod_{i=1}^3 \frac{q_i r_i}{p_i} \right).
\end{aligned} \tag{3.4}$$

Для любого числа n неисправных систем формула (3.4) может быть записана в виде

$$P = \prod_{k=1}^n p_k \left(1 + \sum_{i=1}^n \frac{q_i r_i}{p_i} + \sum_{i=1}^{n-1} \frac{q_i r_i}{p_i} \sum_{j=i+1}^n \frac{q_j r_j}{p_j} + \dots + \prod_{i=1}^n \frac{q_i r_i}{p_i} \right). \tag{3.5}$$

Вероятность авиационного происшествия Q в этом случае будет равна:

$$Q = 1 - P. \tag{3.6}$$

Поскольку вероятность выпуска в полет самолета с неисправной i -й функциональной системой q_i достаточно мала ($q_i \ll 1$), то вероятности выпуска в полет самолета с двумя и более неисправными системами являются величинами еще более высокого порядка малости, которыми можно пренебречь. Тогда выражение (3.5) упрощается (опускаются произведения) и принимает вид

$$P = \prod_{k=1}^n p_k \left(1 + \sum_{i=1}^n \frac{q_i r_i}{p_i} \right). \tag{3.7}$$

Выражения (3.1), (3.2), (3.5) – (3.7) показывают, что БзП при возможных ошибках ИТС определяется не только вероятностями совершения этих ошибок $q_{\text{ош}_i}$ и пропуска их при контроле s_{k_i} , но и степенью опасности отказов систем $s_i = 1 - r_i$, при обслуживании которых допущены ошибки. При наличии необходимых данных приводимые методы оценки влияния ошибок ИТС на уровень БзП позволяют выявить наиболее опасные ошибки, рациональнее организовать обслуживание и контроль подготовки авиационной техники, наметить мероприятия по повышению БзП.

3.4. МЕРОПРИЯТИЯ ПО ПОВЫШЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ, ОПРЕДЕЛЯЕМОЙ ДЕЙСТВИЯМИ ИНЖЕНЕРНО–ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТАВА

Основной задачей, решаемой личным составом ИАС, при проведении профилактических мероприятий по повышению безопасности полетов является активный поиск, выявление и устранение опасных факторов. Источниками таких факторов, как известно, являются авиационная техника и средства ее наземного обслуживания; личный состав, эксплуатирующий технику; среда, в которой работают люди и техника.

В соответствии с этими источниками опасных факторов различают следующие основные направления мероприятий по повышению БзП:

- обеспечение соответствия эргономических свойств авиационной техники и средств ее наземного обслуживания возможностям человека;

- совершенствование системы подготовок авиационной техники;

- обучение и подготовка личного состава;

- обеспечение воинского порядка и дисциплины;

- организация труда и отдыха.

Первое из этих направлений, которое реализует ИАС в виде предложений к промышленности и требований к АТ и средствам ее наземного обслуживания на различных этапах жизненного цикла ЛА, в свою очередь распадается на два:

- улучшение свойств, характеризующих эксплуатационное совершенство ЛА и средств наземного обслуживания;

- повышение возможности парирования летчиком отказов АТ.

Отказы авиационной техники по своим последствиям могут иметь различную степень опасности. Поэтому с позиции обеспечения БзП не для всех агрегатов и систем нужно требовать одинаково высокое эксплуатационное совершенство. Для каждого типа ЛА должна быть проведена ранжировка систем по степени опасности их отказов. Для систем, отказы которых ведут к наиболее опасным последствиям, необходимо обеспечить лучшую эксплуатационную технологичность, ремонтпригодность и контролепригодность.

Высокое качество работ, выполняемых на авиационной технике,

определяется соблюдением технологической дисциплины, которая включает полноту и последовательность выполнения операций, строгое выдерживание норм допуска на регулируемые параметры, использование исправной и своевременно проверенной контрольно-проверочной аппаратуры (КПА), кондиционных приспособлений, стендов и инструмента. В этих условиях важным мероприятием по обнаружению и устранению допущенных ошибок ИТС является пооперационный контроль, то есть выполнение двойного контроля (исполнителем и должностным лицом) наиболее ответственных видов работ, при которых могут быть допущены ошибки, приводящие к отказам АТ. В первую очередь для пооперационного контроля выделяются узлы, агрегаты и системы, отказы которых в наибольшей степени угрожают БзП. Перечень контрольных операций периодически уточняется с учетом происходящих изменений в подготовке личного состава и доработок АТ.

Система технической эксплуатации авиационной техники оказывает существенное влияние на БзП. Ее влияние на работу непосредственных исполнителей сказывается в виде появления одного или нескольких неблагоприятных внешних факторов, которые усложняют работу специалистов и делают выполнение заданного объема работ в установленные сроки и с гарантированным качеством затруднительным. Это порождает спешку в контроле за качеством выполнения работ или сокращение необходимого объема осмотров и проверок, что создает условия для невыявления имеющихся неисправностей, внесения новых неисправностей, повреждения и поломок деталей.

Основными факторами, которые связаны с системой технической эксплуатации и особенно влияют на работу конкретного специалиста, являются:

- временное изменение установленной подчиненности специалистов ИАС и перезакрепление АТ и средств наземного обслуживания в целях выполнения поставленных задач;

- несоответствие располагаемого времени и числа специалистов объему задач;

- несоответствие квалификации непосредственных исполнителей сложности выполняемых ими работ;

- нарушение взаимодействия по времени и месту между раз-

личными специалистами и др.

Следовательно, при организации работ на авиационной технике влияние подобных факторов необходимо свести к минимуму или исключить. Например, используя выражение (3.6) для вероятности АП из-за ошибок ИТС Q и зависимость вероятности q_i выпуска ЛА в полет с неисправной i -й системой от времени T_i , отводимого на обслуживание и контроль системы (рис. 3.2), можно решить задачу по оптимальному распределению времени T_i между различными системами с целью достижения Q_{\min} в условиях неизменного общего времени подготовок $T_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n T_i$. Данная задача решается методами

динамического программирования. В частности, если вероятность АП, обусловленная возможностью выпуска в полет ЛА с неисправной i -й системой $Q_i = q_i s_i$, существенно меньше единицы, то можно принять вероятность АП из-за ошибок ИТС по n системам в целом равной сумме вероятностей Q_i , то есть

$$Q = \sum_{i=1}^n Q_i.$$

С учетом формулы (3.2) эту сумму представим в виде

$$Q = \sum_{i=1}^n q_{\text{ош}_i} s_{\kappa_i} s_i. \quad (3.8)$$

Таким образом, согласно (3.8) вероятность АП по вине ИТС зависит от вероятности совершения ошибки специалистом при подготовке i -й системы к полету $q_{\text{ош}_i}$, условной вероятности пропуска и, соответственно, неустранения этой ошибки при контроле s_{κ_i} и условной вероятности непарирования летчиком последствий от-каза

i -й системы в полете из-за допущенной ошибки s_i . При заданной условной вероятности s_i вероятность АП (3.8) существенно зависит от времени подготовки i -й системы к полету T_i . Статистическая об-

работка экспериментальных данных позволяет представить на некотором интервале времени T_i эту зависимость в виде линейного

$$Q_i = a_i + b_i T_i$$

или кубического полинома

$$Q_i = a_i + b_i T_i + c_i T_i^2 + d_i T_i^3,$$

где a_i, b_i, c_i, d_i – постоянные коэффициенты.

Тогда задача по оптимальному распределению времени T_i в условиях неизменного общего времени T_Σ подготовки ЛА к полету в терминах динамического программирования формулируется следующим образом: необходимо найти такие $T_i, i = 1, 2, 3, \dots, n$, чтобы функция

$$Q = Q_1(T_1) + Q_2(T_2) + \dots + Q_n(T_n) \quad (3.9)$$

имела минимум в области, определяемой соотношением

$$T_1 + T_2 + \dots + T_n = T_\Sigma.$$

Так как минимум вероятности АП (3.9) зависит только от общего времени T_Σ , отводимого на подготовку всех систем ЛА к полету, и от общего числа этих систем, то можно определить последовательность функций

$$f_n(T_\Sigma) = \min_{\{T_i\}} F[Q_1(T_1), Q_2(T_2), \dots, Q_n(T_n)],$$

являющихся рекуррентными соотношениями, из которых и определяются оптимальные значения T_i . Очевидно, что такие оптимальные циклограммы подготовок АТ будут различны для районов эксплуатации с различными климатогеографическими условиями, при изменении времени года, в зависимости от опыта ИТС по эксплуатации ЛА данного типа. Расчеты показывают, что оптимизация распределения суммарного времени контроля состояния систем дает возможность снизить уровень риска, определяемый ошибками ИТС, на 15...20%.

Важным направлением повышения безопасности полетов, определяемой действиями ИТС, является организация и совершенствование системы обучения и подготовки личного состава. Основные мероприятия, проводимые здесь, связаны с совершенствованием

системы подготовки специалистов в высших и средних учебных заведениях, а также при переучивании на новую технику на предприятиях промышленности. В авиационных частях особое внимание должно быть обращено на обучение личного состава при допуске к самостоятельному обслуживанию авиационной техники, а также в процессе ее обслуживания. Эти мероприятия должны быть взаимосвязаны с совершенствованием учебно-материальной базы частей. Например, с целью обучения авиаспециалистов качественному и безошибочному выполнению монтажно-демонтажных работ, осмотров и проверок АТ в частях должны быть оборудованы технические классы со схемами и макетами, демонстрирующими работу различных систем и наиболее характерные ошибки ИТС, облегчающие обучение личного состава поиску и устранению неисправностей. С этой же целью организуется создание специализированных тренажеров ИТС, видео- и фильмотек, на которых проводятся плановые и специальные тренажи личного состава по эксплуатации АТ.

Должностные лица ИАС должны изучать индивидуальные особенности своих подчиненных, проявлять заботу об их бытовых условиях и организовывать работу на технике с учетом психофизиологических свойств конкретных авиаспециалистов. Необходимо иметь информацию о людях (специалистах, подчиненных), склонных к нарушению режима труда и отдыха, и в соответствии с этим проводить контроль их готовности перед допуском к работам.

3.5. ПРИЧИНЫ ОШИБОЧНЫХ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТНОГО СОСТАВА

Обычно под ошибками действий летчика понимают неправильное, несоразмерное, некоординированное или несвоевременное перемещение рычагов управления, которое приводит к отклонению параметров полета за допустимые значения. Всякий процесс управления состоит из следующих четырех последовательно выполняемых операций (элементов):

- 1) приема информации о задачах (целях) управления;
- 2) приема информации о текущих значениях параметров полета;
- 3) анализа полученной информации и принятия решения;
- 4) исполнения принятого решения.

Ошибка летчика может зародиться на любом из этих элементов и, несмотря на разные первопричины, привести к одним и тем же последствиям: неправильному или несвоевременному перемещению рычагов управления и, как результат, нежелательному изменению параметров полета. Поэтому для разработки эффективных мероприятий по предупреждению ошибочных действий летного состава необходимо уметь находить, на каком элементе (или элементах) процесса управления летчиком была допущена ошибка и чем она вызвана: неправильным распределением или переключением внимания, незнанием, как действовать в создавшейся ситуации, несвоевременным или неумелым исполнением принятого решения. К сожалению, все элементы, представляя единый процесс управления, в ряде случаев незаметно переходят один в другой, вследствие чего не всегда удастся выделить и надежно оценить, на каком из четырех элементов и какая именно была допущена ошибка.

Информацию о задачах управления летчик получает в основном при подготовке к полету и частично в полете. Чем глубже проработаны полетное задание и возможные варианты его выполнения, тем увереннее действует летчик в полете, с меньшей вероятностью допускает ошибки. Подготовка к полетам является наиболее трудоемким процессом, требующим, независимо от классности и занимаемой должности летчика, значительного времени.

Практика показывает, что большая организационная, воспитательная, а иногда и просто рутинная работа не всегда позволяет руководящему составу уделить должное внимание личной подготовке к полетам. Не удивительно, что более 50% АП приходится на руководящий летный состав.

Информацию о текущих значениях параметров полета летчик получает в основном с показаний приборов и частично визуально – по обзору внекабинного пространства. Отсутствие общепринятых принципов по выбору необходимой для управления информации и видов ее представления, рациональному размещению приборов и арматуры в кабине, а также отсутствие стандартизации приборных досок приводит к тому, что летчику выдается много излишней, несвоевременной, без наглядного представления информации в ущерб необходимой. Только на самолетах четвертого поколения стали уделять повышенное внимание проблеме отбора необходимой инфор-

мации и способам ее представления.

При выполнении третьего элемента процесса управления летчик осуществляет анализ принятой информации и вырабатывает решение для обеспечения требуемого движения ЛА. В зависимости от выполняемого задания он должен выбрать параметры, подлежащие контролю, и правильную последовательность контроля их изменения. Чем большее число параметров должен контролировать летчик, тем больше времени требуется для анализа и, следовательно, тем с большим запаздыванием принимается решение на управляющее воздействие.

При принятии решения летчик может допустить ошибки двух типов: ошибку в построении маневра (ошибку в большом движении) и ошибку в выводе самолета на желаемые значения перегрузки n_y , углов α и γ (ошибку в малом движении). Несмотря на тесную взаимосвязь малого и большого движений, ошибки в управлении этими движениями приводят к разным последствиям. Если ошибка в построении маневра (при отсутствии жестких ограничений воздушного пространства) снижает главным образом боевую эффективность самолета, то ошибки в управлении малым движением могут приводить к выходу за допустимые значения таких определяющих параметров, как n_y и α . Исправление же ошибки в построении маневра, как правило, требует нерасчетного изменения угла атаки и перегрузки с выходом в ряде случаев за допустимые значения.

На безошибочность действий летного состава при исполнении принятого решения определяющее влияние оказывают свойства контура «система управления–самолет», то есть устойчивость и управляемость, удобство расположения арматуры в кабине. Всякое отклонение от нормируемых характеристик устойчивости и управляемости затрудняет летчику точное пилотирование и неизбежно снижает уровень БзП. Проблема усложняется тем, что, во-первых, не все аномалии в изменении характеристик устойчивости и управляемости находят отражение в РЛЭ, особенно при превышении эксплуатационных ограничений, во-вторых, летный состав не имеет практических навыков управления ЛА на околопредельных режимах.

Действия летчика при исполнении принятого решения контролируются бортовыми регистраторами. Анализ записей пара-

метров полета показывает, что обычно вывод самолета на требуемое значение, например перегрузки, схематически можно представить состоящим из двух типов: пробного и корректирующего (рис. 3.3, а). На первом такте летчик оценивает реакцию самолета на отклонение ручки (стабилизатора), на втором – в соответствии с этой реакцией осуществляет корректирующее управление для вывода самолета на желаемую перегрузку. В зависимости от собственных свойств самолета и тренировки летчика корректирующий такт выполняется одним или несколькими движениями ручки (стабилизатора).

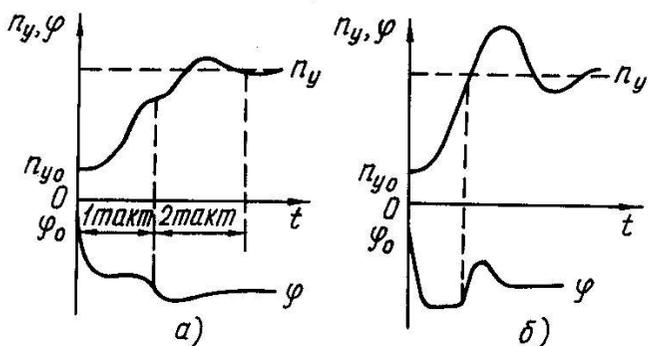


Рис. 3.3

При реализации принятого решения наиболее характерны два типа ошибок: значительное превышение рекомендуемого темпа нарастания перегрузки и слишком медленный выход на желаемую перегрузку. Первый тип ошибки связан со стремлением летчика компенсировать позднее принятие решения или желанием ускорить (форсировать) выполнение какого-либо маневра. В этих случаях выход на желаемую перегрузку летчик, как правило, выполняет одним тактом со значительным забросом перегрузки, с последующим отклонением стабилизатора для уменьшения перегрузки (см. рис. 3.3, б). При такой манере пилотирования большая вероятность превышения допустимых значений угла атаки α или перегрузки n_y . В зависимости от аэродинамической компоновки это может сопровождаться потерей устойчивой работы силовой установки, выходом на подхват, потерей поперечной управляемости, а в некоторых случаях и сваливанием. Медленное увеличение перегрузки ухудшает характеристики ма-

невра, вынуждая во второй части маневра компенсировать нерасчетным увеличением перегрузки, что также может привести к неблагоприятным последствиям.

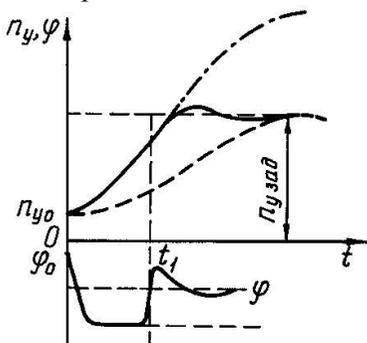


Рис. 3.4

Резкий, неожиданный для летчика выход на большую перегрузку может произойти при малой устойчивости по перегрузке, когда градиенты $P_V^{n_y}$ и $x_V^{n_y}$ чрезмерно малы и летчику трудно соразмерить потребные перемещения ручки. Даже если бы летчику удалось это сделать, то самолет из-за малого быстродействия (большого периода колебаний) чрезвычайно медленно выходил бы на заданную

перегрузку (см. штриховую линию на рис. 3.4). Для ускорения перехода на новое значение перегрузки у малоустойчивого самолета летчик вынужден отклонять стабилизатор на величину большую, чем это требуется для балансировки на n_{y_3} . При таком отклонении стабилизатора перегрузка изменялась бы так, как показано на рис. 3.4 штрихпунктирной линией. Для предотвращения превышения заданного значения перегрузки летчик должен в момент времени t_1 уменьшить отклонение стабилизатора. В этом случае отклонение стабилизатора и перегрузка будут изменяться так, как показано на рис.3.4 сплошной линией. Такая манера пилотирования, требуя отклонения ручки то в одну, то в другую сторону, опасна произвольной раскачкой, что характерно для малоустойчивых или неустойчивых по перегрузке самолетов.

3.6.МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТНОГО СОСТАВА НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

3.6.1. Подход к оценке безопасности полетов, обусловленной действиями летного состава

Влияние действий летного состава на БзП и методы ее количественной оценки при возможных отказах техники (нештатных

ситуациях) были рассмотрены в главе 2. В штатных ситуациях главной причиной АП является ошибка летного состава. Летчик может допустить ошибку в технике пилотирования или в эксплуатации АТ. Статистика показывает, что если все ошибки летного состава принять за 100%, то ошибки в технике пилотирования составляют 70...85%, ошибки в эксплуатации АТ – 15...30%. По своим последствиям ошибки в эксплуатации АТ приводят к ее отказам или снижению надежности. Поэтому при таких ошибках летного состава оценка БзП может быть осуществлена теми же методами, что и при отказах техники.

Летный состав может допускать ошибки в технике пилотирования на различных этапах и подэтапах полета. Вероятность появления этих ошибок и условные вероятности парирования летчиком их последствий зависят не только от длительности этапа, но и от сложности выполняемой задачи, условий полета (скорости и высоты полета, угла атаки, перегрузки, метеоусловий и др.). Это значит, что от этапа к этапу полета в общем случае будут изменяться как вероятности возникновения ошибок летного состава, так и условные вероятности парирования их последствий.

Разобьем полет условно на m этапов, различающихся выполняемыми задачами, режимами и условиями полета. Если обозначить через P_j вероятность завершения j -го этапа полета без АП, то вероятность завершения всего полета без АП, связанного с возможными ошибками летного состава, определяется выражением

$$P = \prod_{j=1}^m P_j.$$

Прежде чем рассмотреть методы определения вероятностей P_j , отметим некоторые особенности в управлении ЛА и возникающие при этом ошибки.

Во-первых, об опасности ошибки, независимо от того, на каком из четырех элементов процесса управления она была допущена, мы будем судить по последствиям ошибки, то есть изменению параметров движения.

Во-вторых, управляя самолетом, летчик сам изменяет параметры движения в желаемую сторону. При этом он стремится не только не

допустить ошибки, но и выполнять задание с наибольшей точностью, то есть обеспечивать возможно меньшее отклонение определяющих параметров от рекомендованных (или желаемых) значений. Это значит, что изменение параметров в желаемом направлении и устранение произвольного их отклонения от желаемых значений за допустимый уровень представляют собой единый процесс управления. Другими словами, о допущенной ошибке летчик может и не знать, и характер его управляющих действий при этом не меняется.

Разделение процесса управления на этап изменения параметров движения и этап устранения произвольного их выхода за допустимый уровень возможно только в тех случаях, когда допущенная летчиком ошибка приводит к качественному изменению динамических свойств ЛА (например, выход на подхват, потеря поперечной управляемости, превышение скорости реверса и др.) либо о допущенной ошибке летчик узнает по сигнализации специальных технических устройств. В таких случаях летчик вынужден прервать процесс выработанного стереотипа управления параметрами движения для выполнения задания и предпринять меры по предотвращению недопустимого их изменения.

В-третьих, при оценке безопасности полетов будем считать, что каждое превышение предельных значений определяющих параметров движения приводит к АП. В действительности при превышении предельных значений параметров летчик может, в зависимости от свойств самолета, с некоторой вероятностью парировать последствия такого превышения. Однако отсутствие надежных экспериментальных данных по последствиям превышения предельных значений параметров движения не позволяет достоверно произвести оценку последствий такого превышения. Полученная при сделанных допущениях оценка несколько занижает уровень БзП, то есть дает некоторый «запас» (хуже не будет).

В-четвертых, при выборе метода оценки влияния ошибок летного состава на БзП необходимо учитывать, является ли вероятность появления ошибки функцией времени или вида и сложности маневра. Так, например, ошибка при выдерживании заданного режима полета (высоты, скорости, относительного взаимного положения ЛА в групповом полете и др.) зависит от продолжительности полета: чем длительнее осуществляется полет на заданном режиме, тем с большей вероятностью летчик может допустить ошибку. Вероятность

ошибки в данном случае определяется теми же методами, что при оценке надежности техники. При выполнении маневра вероятность превышения допустимых значений таких определяющих параметров, как α , n_y , γ , ω_x и др., зависит главным образом от вида выполняемого маневра, а не от времени его выполнения.

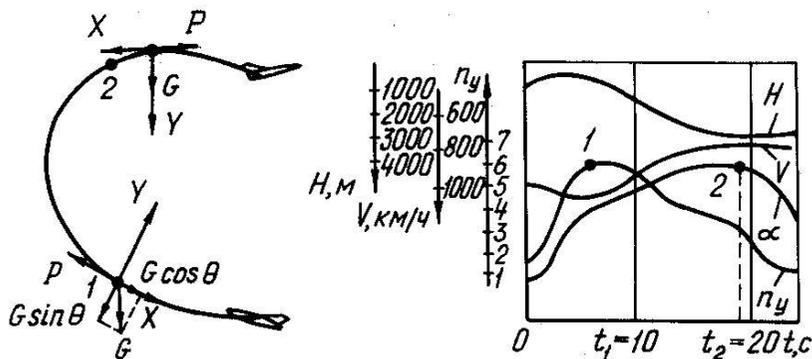


Рис. 3.5

В качестве примера рассмотрим подход к оценке безопасности выполнения полупетли Нестерова. Из анализа изменения определяющих параметров движения в процессе этого маневра (рис. 3.5) видно, что критическими параметрами, определяющими безопасность выполнения полупетли, являются перегрузка n_y при вводе в маневр (точка 1) и угол атаки при подходе к верхней точке маневра (точка 2). Влияние начальной скорости и высоты ввода в основном проявляется через изменение требуемых значений α и n_y . При больших начальных скоростях и малых высотах требуется для выполнения рассматриваемого маневра увеличивать n_y , а при малых скоростях и больших высотах – увеличивать угол атаки α . Именно поэтому для предотвращения массового превышения допустимых значений α и n_y устанавливаются области $V = f(H)$ безопасного выполнения маневра.

Полупетля будет безопасно завершена, если в процессе ее выпол-

нения не будут превышены предельные значения перегрузки $n_{y\text{макс}}^{\circ}$ или угла атаки $\alpha_{\text{пр}}$. Если вероятность первого события обозначить P_{n_y} , а второго P_{α} , то вероятность благоприятного завершения петли определяется

$$P_j = P_{n_y} \cdot P_{\alpha} \quad (3.10)$$

и соответственно уровень риска $Q_j = 1 - P_j$.

Для определения вероятностей P_{n_y} и P_{α} необходимо располагать

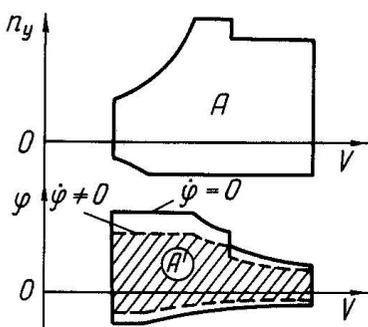


Рис. 3.6

записями параметров полета многократно выполняемых маневров и областями допустимых (или предельных) значений определяющих параметров. Допустим, что область A , ограничивающая предельные значения перегрузки, в функции скорости полета имеет вид, представленный на рис. 3.6 (вверху). Установившимся значениям перегрузки на границе области A соответствуют вполне определенные балансировочные отклонения стабилизатора φ (рис. 3.6 внизу, $\dot{\varphi} = 0$).

Поскольку переходный процесс изменения перегрузки колебательный, в котором заброс перегрузки тем больше, чем выше скорость отклонения стабилизатора $\dot{\varphi}$, то для предотвращения превышения предельного значения перегрузки область A безопасного отклонения стабилизатора будет тем меньше, чем больше $\dot{\varphi}$ (рис. 3.6 внизу при $\dot{\varphi} \neq 0$).

Если известны допустимые области изменения определяющих параметров и управляющих отклонений органов управления, то количественная оценка безопасности выполнения какого-либо маневра может быть произведена по полученным из обработки статистических данных законам изменения определяющих параметров или законам отклонения органов управления либо методами статистических испытаний.

3.6.2. Оценка безопасности выполнения маневра по найденным законам распределения определяющих параметров

Из анализа изменения определяющих параметров движения при выполнении какого-либо маневра находится критический параметр и устанавливается, в какой части маневра он достигает экстремального значения. Допустим, что при многократном повторении этого маневра различными летчиками мы построили гистограмму и нашли статистический закон распределения экстремального значения критического параметра. Пусть плотность распределения этого параметра $f(x)$ имеет вид, изображенный на рис. 3.7. Если выход за допустимое значение определяющего параметра сопровождается качественным изменением динамических свойств ЛА либо о допущенной ошибке летчик информируется специальными техническими устройствами, то вероятность непревышения критическим параметром своего предельного значения определяется выражением

$$P_x = p_x + q_x r_x, \quad (3.11)$$

где

$$p_x = \int_0^{x_{\text{доп}}} f(x) dx. \quad (3.11')$$

Вероятность p_x непревышения параметром x своего допустимого значения $x_{\text{доп}}$ численно равна площади, заштрихованной на рис. 3.7. В тех случаях, когда процесс управления нельзя разделить на этап изменения параметра для выполнения маневра и на этап парирования произвольного его выхода за допустимое значение, вероятность P_x благополучного завершения маневра (без АП) может быть вычислена по формуле (3.11), где под верхним пределом изменения параметра x следует принимать предельное его значение.

В качестве примера оценки вероятности превышения предельного значения перегрузки при маневрировании рассмотрим истребитель-бомбардировщик, у которого с подвесками $n_{y_{\text{макс}}}^3 = 6,5$. Расчеты по

приведенной методике показали, что если вероятность превышения $n_{y_{\max}}^3 = 6,5$ при вводе в петлю Нестерова составляет $q = 0,005$ (из 1000 маневров в среднем следует ожидать в 5 случаях превышения $n_{y_{\max}}^3$), то при выводе из петли Нестерова эта вероятность примерно в 16 раз меньше ($q \approx 0,0003$). Еще меньшая вероятность превышения предельного значения перегрузки при выводе из переворота ($q \approx 0,00006$).

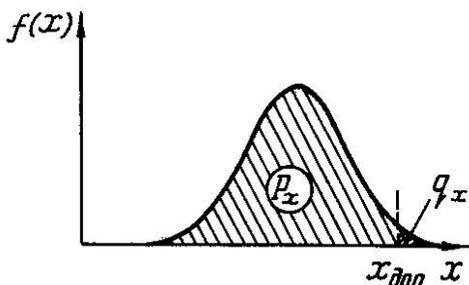


Рис. 3.7

На рис. 3.8 показана зависимость вероятности превышения предельного значения перегрузки $n_{y_{\max}}^3 = 6,5$ (самолет с подвесками) и $n_{y_{\max}}^3 = 7,5$ (самолет без подвесок) этого же самолета при выполнении виража с различными перегрузками. Видно, что при выполнении виража с перегрузкой $n_y \leq 4,5$ (в первом случае) и $n_y \leq 5,5$ (во втором случае) практически исключено превышение предельного значения перегрузки. Однако при дальнейшем увеличении перегрузки вероятность превышения q интенсивно возрастает.

Простота оценки безопасности выполнения маневра по законам распределения определяющих параметров является основным достоинством такого метода. Однако интегрально характеризуя уровень безопасности выполнения маневра, этот метод не позволяет вскрыть причину снижения уровня БзП: неудовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости, что относится к КПН, или ошибочные действия летного состава. Вследствие этого затрудняется разработка эффективных мероприятий по повышению БзП. Заметим, что для построения гистограммы и получения вида теоре-

тического распределения параметра x требуется достаточно большой массив статистических данных. Поскольку в рассматриваемом случае нас интересует распределение экстремальных (максимальных и минимальных) значений определяющего параметра, подчиняющиеся так называемому асимптотическому закону распределения, то задача оценки безопасности выполнения маневра может быть существенно упрощена. В этих случаях целесообразно применение асимптотических распределений первого или третьего типа (см. гл.7).

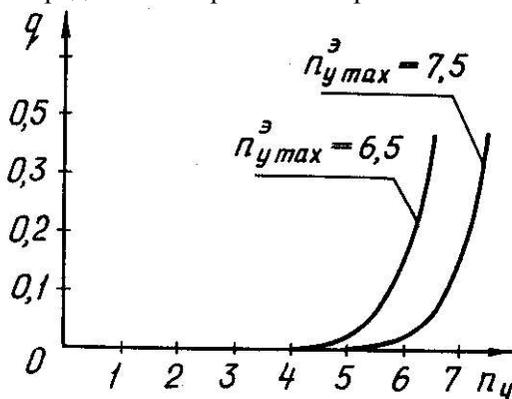


Рис. 3.8

3.6.3. Оценка вероятности безопасного выполнения маневра по законам отклонения органов управления

Отклонение органов управления описывается системой случайных величин. Из обработки статистических материалов всегда представляется возможным получить закон управления, с помощью которого можно выполнить данный маневр или его часть. Предположим, что закон отклонения руля δ для выполнения маневра является функцией δ_0 и $\dot{\delta}$, то есть $\delta = f(\delta_0, \dot{\delta}, t)$. В каждый момент времени t при постоянном значении δ_0 каждой совокупности δ и $\dot{\delta}$ будет соответствовать вполне определенное значение определяющего параметра x . При некоторой совокупности параметров δ^* и $\dot{\delta}^*$ определяющий параметр достигает своего допустимого значения

$x_{\text{доп}}$. Геометрическое место точек δ^* и $\dot{\delta}^*$, при которых определяющий параметр $x = x_{\text{доп}}$ образует на фазовой плоскости $\dot{\delta}$ и δ границу $\dot{\delta} = f(\delta)$, разделяющую плоскость на область $A(x < x_{\text{доп}})$ – допустимых и область $B(x > x_{\text{доп}})$ – недопустимых значений параметра (рис. 3.9).

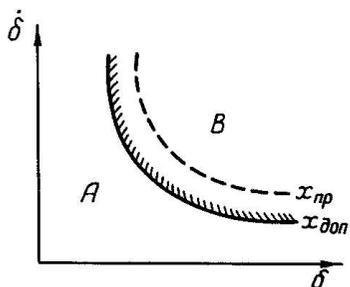


Рис. 3.9

При практическом выполнении разными летчиками рассматриваемого маневра наблюдается случайный разброс в управляющих действиях δ и $\dot{\delta}$. При этом они могут допускать и случайные отклонения математических ожиданий m_δ и $m_{\dot{\delta}}$ от рекомендуемых им значений. Вследствие этого при пилотировании в некоторых случаях может происходить выход определяющего параметра из области A допустимых значений в область B – недопустимых значений.

Для оценки вероятности попадания самолета в область B необходимо методами математической статистики найти законы распределения δ и $\dot{\delta}$ как системы случайных величин. Если δ и $\dot{\delta}$ зависимы, то определяется двумерная плотность вероятности $f(\delta, \dot{\delta})$. Тогда вероятность превышения определяющим параметром допустимого значения (попадание в область B) определяется выражением

$$q = \iint_B f(\delta, \dot{\delta}) d\delta d\dot{\delta} \quad (3.12)$$

и соответственно вероятность непревышения $x_{\text{доп}}$

$$p = 1 - q.$$

В тех случаях, когда случайные величины δ и $\dot{\delta}$ независимы, вероятность q определяется выражением

$$q = \iint_B f(\delta) f(\dot{\delta}) d\delta d\dot{\delta}. \quad (3.13)$$

Вероятность выполнения маневра без АП в случае качественного изменения динамических свойств самолета при переходе из области A в область B определяется как $P = p + qr$. В тех случаях, когда процесс изменения параметров движения и парирования непроизвольного их выхода за допустимые пределы является единым процессом управления, граничная кривая $\dot{\delta} = f(\delta)$ (см. штриховую линию на рис. 3.9) строится для превышения предельного значения определяющего параметра $x_{пр}$. В этом случае каждое попадание в область B эквивалентно АП, и выражение (3.12) непосредственно определяет вероятность АП.

Пользуясь статистическими законами отклонений рулей, можно не только количественно оценить безопасность выполнения маневра, но и найти ошибку летчика, приводящую к выходу самолета в область недопустимо больших значений определяющего параметра и на этой основе разрабатывать эффективные мероприятия по повышению БзП.

В качестве примера рассмотрим применение этого метода для оценки БзП при выходе самолета на критический режим полета. Предположим, что в процессе энергичного маневра самолет был выведен на большие углы атаки, на которых теряется устойчивость по перегрузке (срывной подхват). Подхват, вызывая непроизвольное увеличение угла атаки и перегрузки, представляет серьезную угрозу БзП.

Из рассмотрения балансировочных отклонений стабилизатора, характерных для самолетов со стреловидным крылом при задних центрофках (рис. 3.10), можно сделать вывод, что в заштрихованной области B самолет неустойчив по перегрузке.

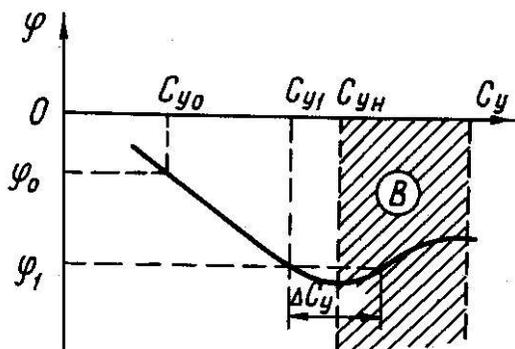


Рис. 3.10

Наименьшее значение коэффициента C_y , при котором самолет теряет устойчивость по перегрузке, обозначим $C_{yн}$. Исследования показывают, что коэффициент $C_{yн}$ зависит от аэродинамической компоновки, вида подвесок, центровки и уменьшается с ростом числа M и скоростного напора.

Предположим, что для выполнения какого-либо маневра летчик для изменения коэффициента C_y с C_{y0} до C_{y1} отклоняет стабилизатор на величину $\Delta\varphi = \varphi_1 - \varphi_0$ (рис. 3.10). Поскольку при установившемся полете с коэффициентом C_{y1} , самолет устойчив по перегрузке, то может показаться, что при отклонении стабилизатора на величину $\Delta\varphi$ самолет не может выйти на подхват. Однако заключение о возможности выхода или невыхода самолета в область подхвата можно сделать только на основании рассмотрения динамики переходного процесса.

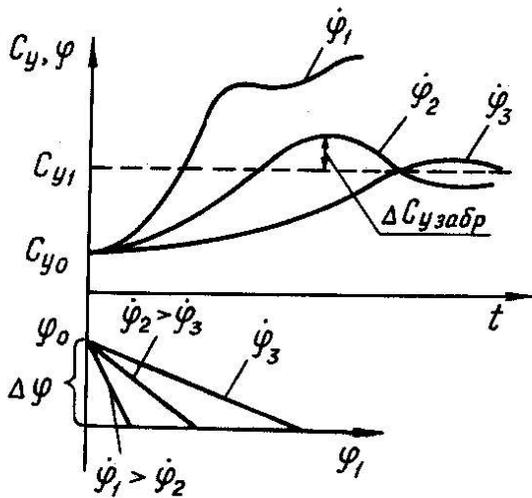


Рис. 3.11

Пусть закон отклонения стабилизатора описывается уравнением $\varphi = \varphi_0 + \dot{\varphi}t$. Тогда $\Delta\varphi = \varphi - \varphi_0 = \dot{\varphi}t$. При заданном значении $\Delta\varphi_1$ будем варьировать скоростью отклонения стабилизатора $\dot{\varphi}$ (рис.3.11). Каждому значению $\dot{\varphi}$ будет соответствовать свой переходный процесс. По мере увеличения скорости отклонения стабилизатора растет заброс коэффициента подъемной силы $\Delta C_{y\text{забр}}$. Если $\Delta C_{y\text{забр}} < \Delta C_y$ (см. рис. 3.10), то самолет во всех случаях выйдет на установившееся значение коэффициента C_{y_1} . В самом деле, при $\Delta C_{y\text{забр}} < \Delta C_y$ для балансировки самолета на $C_{y_1} + \Delta C_{y\text{забр}}$ требуется отклонение стабилизатора на величину, большую, чем φ_1 , вследствие чего при таких забросах возникает несбалансированный пикирующий момент, который возвращает самолет к заданному значению C_{y_1} . Если же в результате заброса $\Delta C_{y\text{забр}}$ станет больше ΔC_y , то возникает кабрирующий момент, который будет продолжать увеличивать угол атаки и коэффициент C_y (рис. 3.11 при $\dot{\varphi}_1$). В результате этого самолет, не балансируясь на коэффициенте C_{y_1} ,

выходит на подхват. Величины заброса коэффициента C_y , а соответственно и перегрузки при заданных динамических свойствах самолета пропорциональны величине $\Delta\varphi$ и скорости $\dot{\varphi}$ отклонения стабилизатора. На одном и том же исходном режиме полета выход на подхват будет при тем меньшей скорости $\dot{\varphi}$, чем на большую величину $\Delta\varphi$ отклоняется стабилизатор.

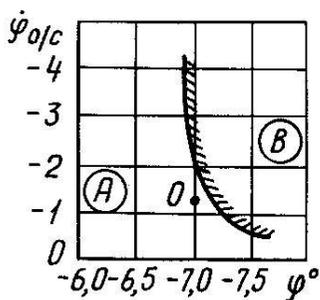


Рис. 3.12

Данное положение иллюстрируется рис. 3.12. В соответствии с РЛЭ ввод в рассматриваемый маневр рекомендуется выполнять с перегрузкой $n_y = 5$, увеличивая ее с 1 до 5 за $t = 3$ с. Это значит, что средняя скорость нарастания перегрузки составляет $\dot{n}_{y, \text{ср}} = 1,33, 1/\text{с}$. При такой манере пилотирования отклонение стабилизатора на фазовой плоскости $\dot{\varphi}$ и φ характеризуется точкой 0 (рис. 3.12).

Отсюда следует, что если бы летный состав выполнял данный маневр точно в соответствии с РЛЭ, то на рассматриваемом самолете не наблюдалось бы выхода на подхват. Обработка же статистических материалов при большом количестве маневров, выполняемых различными летчиками, позволила установить, что распределение случайных величин φ и $\dot{\varphi}$ близко к нормальному закону распределения со следующими статистическими характеристиками для рассматриваемого самолета:

$$m_{\varphi} = -0,115; \quad m_{\dot{\varphi}} = -0,206 \text{ 1/с};$$

$$\sigma_{\varphi} = 0,141; \quad \sigma_{\dot{\varphi}} = 0,0182 \text{ 1/с}.$$

Случайные величины φ и $\dot{\varphi}$ в первом приближении можно считать некоррелированными. Зная границу области подхвата, характеристики закона распределения величины и скорость отклонения стабилизатора, можно по формуле (3.11) произвести оценку вероятности выхода на подхват. В результате получаем $q = 0,0052$. Отсюда следует, что при той манере пилотирования, которая характеризуется статистическими данными, следует ожидать в каждом из 1000

рассматриваемых вертикальных маневров примерно пять случаев выхода на подхват.

Однако потеря устойчивости по перегрузке еще не означает, что самолет в процессе подхвата превысит предельное значение перегрузки или угла атаки и произойдет АП. Заметив самопроизвольное увеличение перегрузки, летчик, с вероятностью $r = 0,807$, не допускает превышения $n_{y\text{макс}}^3$. Это значит, что из десяти выходов на подхват летчик в среднем парирует только восемь. Тогда вероятность безопасного выполнения вертикального маневра рассматриваемого самолета определяется по формуле

$$P = p + qr = 0,9948 + 0,0052 \cdot 0,807 = 0,999.$$

Полученный результат показывает, что у данного самолета при выполнении 1000 вертикальных маневров можно ожидать в среднем одно АП, связанное с превышением $n_{y\text{макс}}^3$. Сравнительно низкий уровень безопасности выполнения вертикальных маневров на этом самолете объясняется рядом причин.

Непосредственной причиной выхода на подхват является превышение рекомендуемых РЛЭ скорости отклонения ручки и нарастания перегрузки при вводе в маневр до $m_{\dot{n}_y} = 1,8$ 1/с (вместо рекомендованного $m_{\dot{n}_y} = 1,33$ 1/с) при значительном среднеквадратичном ее отклонении $\sigma_{\dot{n}_y} = 0,85$ 1/с. Главной же причиной выхода на подхват рассматриваемого самолета является несовершенство его аэродинамической компоновки, делающее возможным в летном диапазоне углов атаки (C_y) выход на подхват. Сопутствующей причиной выхода на подхват являются малые значения градиентов $x_{\text{в}}^{n_y}$ и $P_{\text{в}}^{n_y}$ у данного самолета на рассматриваемых режимах полета. Разъяснение летному составу его основной ошибки, заключающейся в завышении темпа отклонения ручки и нарастания перегрузки, в совокупности с некоторой перерегулировкой системы управления, позволили практически полностью исключить произвольные выходы этого самолета на подхват. Однако поскольку главная причина выхода на подхват – несовершенство аэродинамической компоновки

– не была устранена, то сохранилась потенциальная возможность выхода на подхват. Это и подтверждает летная практика: из-за приглушения бдительности, забвения этой особенности самолета новым поколением летчиков наблюдались иногда на этом самолете непровольные выходы на подхват.

У некоторых самолетов современной компоновки при отрыве в процессе взлета наблюдались неожиданные для летчика забросы угла атаки, хотя самолет сохранял устойчивость по перегрузке. Так, исследования показали, что вероятность превышения допустимого

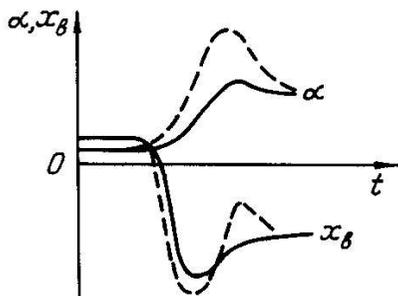


Рис. 3.13

угла атаки у одного из двухдвигательных самолетов в этих условиях составляла $q = 0,015$, то есть из 1000 взлетов в 15 из них наблюдался заброс угла атаки с превышением $\alpha_{\text{доп}}$. Отмеченное явление объясняется, с одной стороны, уменьшением устойчивости по перегрузке по мере удаления самолета от ВПП, что даже при неизменной скорости требует для балансировки самолета отдавать ручку от себя, с другой – несоразмерно большим темпом взятия руч-

9.Изд.№9470

ки «на себя» в момент отрыва.

На рис. 3.13 показаны отклонения ручки x_b и изменения угла атаки α при нормальном взлете (сплошные линии) и при резком взятии ручки «на себя» (штриховые линии).

Отклонение органов управления является случайным процессом. Отклонение органа управления на каком-то этапе полета можно представить в виде нестационарного случайного процесса. Статистические характеристики этого процесса получают по данным летного эксперимента, и они могут быть описаны соответствующими формирующими фильтрами. С целью более точного учета влияния значения параметров движения на динамические свойства самолета и на статистические характеристики процесса управ-

ления пространство возможных состояний целесообразно разделить на отдельные области, каждая из которых имеет свои свойства. Для определения вероятности возникновения особой ситуации из-за ошибочных действий летчика можно провести статистическое моделирование случайного процесса движения системы «летчик–самолет». Однако имеется возможность найти эту вероятность и без проведения статистического моделирования. Идея этого метода заключается в следующем.

Движение системы «летчик–самолет» представляется марковским случайным процессом, для которого изменение плотности вероятности пребывания системы в различных областях описывают уравнения Фоккера–Планка–Колмогорова. Функции поглощения и восстановления, вводимые в правые части уравнений, учитывают эксплуатационные ограничения, накладываемые на фазовые координаты, и возможности переходов системы из одной области в другую.

Для решения уравнений Фоккера–Планка–Колмогорова обычно используют приближенные методы вычислений путем разложения многомерных функций плотности вероятности на одномерные.

3.6.4. Использование модели действий летчика для оценки вероятности потери устойчивости замкнутым контуром «летчик–самолет»

В однотипной ситуации действия летчика в среднем подчиняются некоторой детерминированной закономерности, определяемой степенью обученности летчика и свойствами самолета (включая характеристики системы управления, системы индикации и др.). Математическое выражение этой закономерности и будет представлять собой структуру модели действий летчика в данной ситуации. Отличие в действиях летчиков в каждом конкретном случае обеспечивается представлением параметров модели в виде случайных величин.

При действии опасных факторов угроза БЗП (выход определяющего параметра за предельные значения) может возникнуть по двум причинам: во–первых, из-за выхода определяющего параметра за предельные значения в переходном процессе в первый момент после действия возмущения; во–вторых, из-за потери устойчивости замкнутым контуром «летчик–самолет».

Вероятность первого события находится статистическим моделированием или расчетным методом, как приведено в главе 2, при этом

модель действий летчика может иметь более простой вид.

Во втором случае в качестве вероятности превышения определяющим параметром своего допустимого значения можно принять вероятность Q_y потери устойчивости рассматриваемого контура. В решении этой задачи также имеются два направления: статистическое моделирование и расчетный (аналитический) метод. Если исследуемый контур имеет существенные нелинейности и нестационарен, то следует применить статистическое моделирование, в котором вероятность Q_y находится как вероятность выхода некоторой критериальной функции (например, декремент затухания, время регулирования и др.) за границы устойчивости. Вполне очевидно, что метод статистических испытаний требует большого объема исследований, так как изучаемое явление относится к редким событиям, и это ограничивает его применение. Если же рассматриваемый контур представляет собой стационарную линейную систему, то искомую вероятность можно найти без применения статистического моделирования, как бы однократным расчетом. Рассмотрим сущность метода.

Пусть $W_p(P)$ – передаточная функция разомкнутого контура «летчик–самолет», имеющая в своем составе вектор случайных параметров \vec{x} размерности m . Выберем в соответствии с принятыми критериями устойчивости (Гурвица, Найквиста–Михайлова, по корням характеристического уравнения и др.) некоторый вектор критерия*

риальных функций $\vec{\varphi}(\vec{x})$ размерности n в зависимости от вектора случайных параметров \vec{x} , распределенных по нормальному закону. Чтобы система была устойчива, необходимо выполнить условие устойчивости по каждой составляющей вектора $\vec{\varphi}$:

$$\varphi_i(\vec{x}) > c_i, \quad i = 1 \dots n. \quad (3.14)$$

Вероятность потери устойчивости по каждому элементу вектора $\vec{\varphi}$ в этом случае будет равна:

$$Q_i = P\{\varphi_i(\vec{x}) > c_i\}.$$

Пусть $b_j, j = 1 \dots m$, – событие нарушения условий (3.14) по параметру x_j . Обозначим через q_j вероятность $P\{b_j\}$, а через P_j вероятность $1 - q_j$. Поскольку вероятность сохранения устойчивости контуром обычно высока, можно считать события b_i статистически несовместными. Это дает вероятность потери устойчивости по i -й компоненте вектора $\vec{\varphi}$ как

$$Q_i = \sum_{j=1}^m q_j.$$

Соответственно вероятность сохранения устойчивости по i -й компоненте $P_i = 1 - Q_i$. Тогда вероятности сохранения и потери устойчивости всего контура можно оценить по следующим соотношениям:

$$P_y = \prod_{i=1}^n P_i; \quad Q_y = 1 - P_y = 1 - \prod_{i=1}^n P_i. \quad (3.15)$$

Для определения вероятности Q_i необходимо найти характеристики распределения $\varphi_i(\vec{x})$ через характеристики распределения параметров \vec{x} . Обычно $\varphi_i(\vec{x})$ – сложная нелинейная функция, поэтому будем использовать линеаризацию функции $\varphi(\vec{x})$ в области допустимых значений \vec{x} в виде

$$\varphi_i(\vec{x}) = \varphi_i(\vec{m}_x) + \sum_{j=1}^m \frac{\partial \varphi_i}{\partial x_j} \Delta x_j,$$

где \vec{m}_x – вектор средних значений параметров \vec{x} ;

$$\Delta x_j = x_j - m_{x_j}; \quad \frac{\partial \varphi_i}{\partial x_j} = \varphi_{ij} \quad \text{при} \quad \vec{x} = \vec{m}_x.$$

Тогда искомая статистическая модель распределения $\varphi_i(\vec{x})$ будет аппроксимироваться нормальным законом с параметрами, определяемыми свойствами линейного приближения функции:

$$m_{\varphi_i} = \varphi_i(\vec{m}_x); \quad \sigma_{\varphi_i}^2 = \sum_{j=1}^m \varphi_{ij} \sigma_{x_j}. \quad (3.16)$$

Обозначим через $u_i = \frac{c_i - m_{\varphi_i}}{\sigma_{\varphi_i}}$ – безразмерный аргумент функции Лапласа, соответствующий границе устойчивости по i -му элементу $\vec{\varphi}$. Используя выражение (3.16), получим

$$u_i = \frac{1}{\sqrt{\sum_{j=1}^m \left(\frac{c_i - m_{\varphi_i}}{\varphi_{ij} \sigma_{x_j}}\right)^2}} = \frac{1}{\sqrt{\sum_{j=1}^m \frac{1}{u_{ij}^2}}},$$

где $u_{ij} = \frac{c_i - m_{\varphi_i}}{\varphi_{ij} \sigma_{x_j}}$ – граничное значение аргумента по параметру x_j .

Если между компонентами вектора $\vec{\varphi}$ и параметрами \vec{x} имеются существенные нелинейные связи, то значения аргументов функции Лапласа u_{ij} могут быть найдены как $u_{ij} = (x_{\text{пр}j} - m_{x_j}) / \sigma_{x_j}$, где предельные значения $x_{\text{пр}j}$, соответствующие границе устойчивости контура по компоненте φ_i , определяются численным способом с учетом корреляционной связи между параметрами x_j .

Поскольку при \vec{m}_x система устойчива (рассматриваем замкнутый контур с большой вероятностью устойчивости), то

$$P_i = 0,5 + \Phi_0(u_i),$$

что позволяет по выражению (3.15) найти вероятности P_y и Q_y .

Два замечания:

во-первых, критериальные функции, основанные на частотных критериях устойчивости, не пригодны, если φ_{ij} стремится к бесконечности при изменении $0 \leq \omega \leq \infty$, так как в этом случае σ_{ij} из (3.16) также будет стремиться к бесконечности. Это соответствует

случаю, когда передаточная функция $W_p(P)$ имеет нули;

во–вторых, полученная данным методом оценка вероятности потери устойчивости замкнутым контуром «летчик–самолет» идет в запас БзП, так как оценивает потерю устойчивости в «малом», а система оказывается устойчивой при больших отклонениях параметров, когда летчик изменит структуру своих действий.

3.7. МЕРОПРИЯТИЯ ПО ПОВЫШЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ, ОПРЕДЕЛЯЕМОЙ ДЕЙСТВИЯМИ ЛЕТНОГО СОСТАВА

Важность разработки эффективных мероприятий по повышению БзП, определяемой действиями летного состава, вытекает из особой роли летного экипажа и его «вклада» в аварийность. Разработка мероприятий практически ведется в тех же направлениях, что и для ИТС. Однако для летного состава особую остроту и важность приобретают совершенствование подготовки летного состава и эргономическое совершенство АТ.

3.7.1. Совершенствование подготовки летного состава

Основой безопасного и эффективного выполнения полетного задания является высокая профессиональная подготовка летного состава. Поэтому залогом безаварийной летной работы является совершенствование летного мастерства, начиная с обучения в военных авиационных институтах, переучивания в соответствующих центрах на боевую технику и кончая учебно-боевой подготовкой в авиационных частях.

В нашу задачу не входит рассмотрение вопросов обучения летного состава в институтах. Рассмотрим только некоторые вопросы совершенствования подготовки летного состава с точки зрения обеспечения БзП.

Во–первых, БзП не может быть обеспечена без глубоких знаний свойств эксплуатируемой техники. Опыт расследования АП показывает, что их причиной во многих случаях является плохое знание летным составом свойств АТ, аномалий в характеристиках устойчивости и управляемости, особенностей поведения самолета на предельных режимах и, самое главное, летный состав не имеет практи-

ческих навыков пилотирования на таких режимах. Вследствие этого, непроизвольно попадая на такие режимы (или осознанно в боевых условиях), летчик, даже опытный, не умея и не зная, как действовать, оказывается не в состоянии вывести ЛА из этих режимов. Поэтому необходимо, в первую очередь, улучшить теоретическую и практическую подготовку летного состава для полетов на предельных режимах.

Недостаточное отражение в РЛЭ особенностей поведения самолета на ряде режимов полета и многочисленные его дополнения в процессе массовой эксплуатации являются следствием, с одной стороны, невыявления их при летных испытаниях, с другой – ложной предпосылкой «не запугивать» летный состав обилием особенностей. Поскольку теоретическая и практическая подготовка летного состава к полету на предельных режимах базируется на результатах летных испытаний, то, наряду с некоторым изменением существующих программ испытаний, необходимо повысить требования к качеству и полноте испытаний и правдивому отражению их результатов в РЛЭ.

Значительная доля АП, вызванных ошибками летного состава в эксплуатации авиационной техники, свидетельствует о том, что инженер части не осуществляет еще достаточный контроль знания техники и правил ее эксплуатации летным, особенно руководящим составом.

Во-вторых, БзП не может быть обеспечена без высокой профессиональной подготовки летного состава. Важной характеристикой профессионального мастерства является точность пилотирования. Чем выше точность пилотирования, тем меньше разброс наибольших значений определяющих параметров при выполнении маневров, тем меньше вероятность превышения предельных его значений, а следовательно, выше уровень БзП.

Проиллюстрируем это очевидное утверждение количественной оценкой влияния точности пилотирования на вероятность превышения перегрузки и угла атаки C_y при выполнении маневра. Если за критерий точности пилотирования принять среднеквадратические отклонения перегрузки σ_{n_y} и коэффициента подъемной силы σ_{C_y} от их математических ожиданий, то их влияние на вероятности

непревышения $n_{у\max}^э = 7$ и $C_{у\text{пр}} = 1,15$ при выполнении полупетли Нестерова проиллюстрировано табл. 3.2 и 3.3.

Т а б л и ц а 3.2

σ_{n_y}	0,3	0,5	0,7
Вероятность непревышения $n_{у\max}^э$	1,0	0,9999	0,9974
Вероятность превышения $n_{у\max}^э$	0	$1 \cdot 10^{-4}$	$2,6 \cdot 10^{-3}$

Т а б л и ц а 3.3

σ_{C_y}	0,07	0,14	0,28
Вероятность непревышения $C_{у\text{пр}}$	1	0,9955	0,931
Вероятность превышения $C_{у\text{пр}}$	0	$4,5 \cdot 10^{-3}$	$6,9 \cdot 10^{-2}$

Эти таблицы показывают, что повышение точности пилотирования является чрезвычайно эффективным средством повышения безопасности выполнения маневров. Поскольку точность пилотирования зависит от практических навыков, приобретается в регулярных тренировках, то одним из важных путей повышения профессионального мастерства является увеличение годового налета. К сожалению, в последние годы по ряду объективных и субъективных причин произошло катастрофическое снижение годового налета, который сейчас примерно в 4–6 раз ниже научно обоснованного минимума. В этих случаях исключительное значение приобретает совершенствование летной подготовки, эффективное использование каждого часа полетов, с усилением акцента на занятия с тренажной аппаратурой. Однако без приведения годового налета к научно обоснованному минимуму проблема повышения профессионального мастерства летного состава не может быть успешно решена.

В–третьих, повышение БЗП невозможно без совершенствования системы сбора и обобщения информации об ошибочных действиях летного состава. В существующей системе, с одной стороны, отсут-

ствуется полнота и достоверность информации, с другой – эта информация недостаточно эффективно используется в профилактической работе. Отсутствие достоверной и полной информации об ошибочных действиях объясняется стремлением скрыть факт допущенной ошибки из-за боязни летного состава наказания за ошибку. Необходимо пересмотреть практику наказания летного состава за признание допущенной ошибки, а это возможно только при доброжелательном разборе причин этой ошибки, когда летчик не боится «раскрыться» – сознаться в ошибке.

Кроме того, эффективное использование полученной информации невозможно без разработки автоматизированных информационных систем (АИС), которые позволяли бы не только осуществлять сбор статистических данных, но и прогнозировать возможность возникновения особых ситуаций и своевременно разрабатывать мероприятия по предупреждению АП.

3.7.2. Эргономическое совершенствование авиационной техники

Эргономическое совершенство техники должно позволять летчику успешно выполнять все основные операции процесса управления: прием информации, ее анализ и принятие решения и, наконец, исполнение принятого решения. Поскольку надежность приема информации зависит от количества контролируемых параметров (приборов), то в первую очередь необходимо решить проблему возможного их сокращения. С этой целью летчику должна выдаваться обобщенная информация, необходимая для правильного формирования образа полета. Для этого в системе отображения информации должно быть обеспечено рациональное расположение приборов с наглядными шкалами, позволяющими летчику надежно, без ошибок воспринять эту информацию.

Скоротечность процессов управления и большой поток информации, которую летчик должен проанализировать и своевременно принять решение, являются одними из причин ошибочных принятий решений. Вероятность неправильных решений увеличивается с усложнением выполняемых задач, требующих сложных логических операций. Наиболее остро эта проблема стоит в аварийных ситуациях при высокой психофизиологической нагрузке на экипаж. Поэтому для обеспечения БзП борт должен быть оборудован системой «при-

нения решения», которая должна выдавать подсказку летчику о его действиях в сложившейся ситуации.

Успешное исполнение принятого решения зависит от компоновки рабочего места летчика, расположения рычагов управления, переключателей и другой арматуры, требующих от летчика естественных движений. Безошибочность действий летчика при исполнении принятого решения в значительной мере зависит от характеристик устойчивости и управляемости. Ухудшение этих характеристик снижает точность пилотирования, а в некоторых случаях провоцирует направленные действия летчика, сопровождающиеся опасным изменением определяющих параметров.

В контроле соответствия свойств техники возможностям летчика–оператора большая роль отводится летчику–испытателю и ведущему инженеру по испытаниям. Они должны не только оценивать летно-технические характеристики самолета, его устойчивость и управляемость, но и выявлять все особенности и аномалии в поведении самолета, в том числе и на предельных режимах. Всякое отступление от норм ОТТ неизбежно наносит ущерб БзП. Все выявленные и не устраненные по какой-либо причине особенности самолета должны быть обязательно отражены в РЛЭ, с выдачей четких рекомендаций по действиям летчика в этих ситуациях.

В заключение отметим, что высокий профессионализм летного состава и эргономическое совершенство техники являются необходимым, но еще недостаточным условием обеспечения БзП. Без строгого соблюдения законов летной службы, обеспечения высокого воинского порядка и дисциплины, правильной организации труда и отдыха летного состава невозможно обеспечить безаварийную летную работу в авиационных частях.

3.8. ВЗАИМОСВЯЗЬ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ И БОЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Военный самолет предназначен для выполнения боевых задач. Безопасность полетов для такого самолета является не самоцелью, а средством более эффективного выполнения полетного задания. Взаимосвязь между безопасностью полетов и боевой эффективностью проявляется при выборе режима полета, вида боевого маневра и в

ряде других случаев. Сложность учета этого взаимодействия состоит в том, что оно, как правило, предъявляет противоречивые требования к выбору параметров полета. Если максимальная боевая эффективность ЛА достигается при полном использовании всех его потенциальных возможностей, то обеспечение БзП накладывает жесткие ограничения на возможное изменение определяющих параметров. Так, например, для успешного преодоления ПВО противника, скрытого подхода для нанесения внезапного удара по наземной цели целесообразно полет осуществлять на предельно малых высотах с возможно большей скоростью. Однако при уменьшении высоты и увеличении скорости полета повышается вероятность столкновения ЛА с наземными препятствиями, снижается безопасность полетов.

Задание считается выполненным, когда поражена воздушная или наземная цель, проведена разведка, доставлен в заданный район воздушный десант и т.д. и полет завершается без АП. Если за критерий эффективности применения ЛА с учетом БзП принять вероятность выполнения полетного задания $P_{пз}$, то можно записать

$$P_{пз} = P_{бз} P_{бп}, \quad (3.17)$$

где $P_{бз}$ – вероятность выполнения боевой задачи, вычисленная при условии отсутствия АП; $P_{бп}$ – вероятность отсутствия АП по причинам, не связанным с непосредственным воздействием средств поражения противника.

Отмеченную взаимосвязь БзП и боевой эффективности рассмотрим на примере выбора режима атаки наземной цели.

Допустим, что экипаж истребителя–бомбардировщика обнаружил наземную цель и атакует ее. Главное при этом – поразить цель с максимальной вероятностью $P_{бз}$ и не потерять самолет из-за столкновения с препятствиями, попадания в осколки собственных боеприпасов или превышения предельных значений угла атаки (или перегрузки) в процессе выхода из атаки. Если цель прикрыта средствами ПВО, то строить маневр необходимо с учетом их противодействия.

Поскольку характеристики маневра зависят от условий выполнения атаки, то предварительно оценим рациональные режимы, при которых с наибольшей вероятностью будет выполнено полетное задание. Для этого необходимо установить зависимость вероятности

поражения наземной цели $P_{бз}$ и вероятность безопасного выполнения маневра $P_{бп}$ от режима полета в конце атаки.

Вероятность поражения наземной цели $P_{бз}$ при применении НУРС зависит от угла наклона траектории Θ , дальности стрельбы (или высоты), скорости полета. На рис. 3.14 штриховой линией показана характерная зависимость вероятности $P_{бз}$ от угла Θ и высоты окончания стрельбы. Как видно, по мере увеличения угла Θ и уменьшения высоты (дальности) стрельбы повышается вероятность

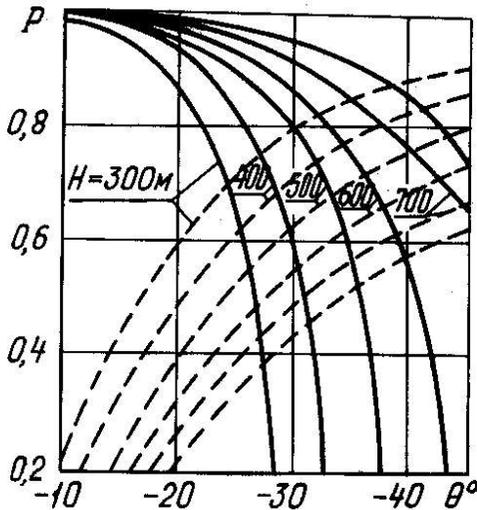


Рис. 3.14

поражения цели $P_{бз}$, но снижается вероятность $P_{бп}$ (сплошные линии на рис. 3.14) безопасного выполнения маневра выхода из атаки.

В соответствии с полученными значениями $P_{бз}$ и $P_{бп}$ подсчитаны значения вероятности $P_{пз}$ (формула (3.15)); результаты приведены на рис.3.15. Видно, что каждой высоте окончания стрельбы по наземной цели соответствует вполне определенный (оптимальный) угол наклона траектории, при котором вероятность выполнения полетного задания максимальна. С уменьшением угла наклона тра-

ектории Θ вероятность $P_{пз}$ снижается из-за уменьшения вероятности поражения цели, а с увеличением Θ – уменьшается из-за падения вероятности безопасного выполнения маневра при выходе из атаки. При увеличении высоты окончания стрельбы по наземной цели возрастает оптимальный угол наклона траектории и несколько уменьшается вероятность выполнения полетного задания.

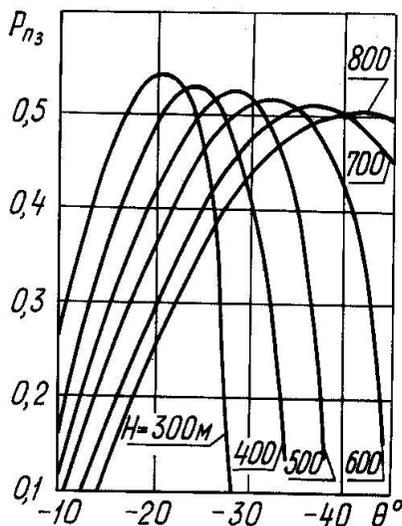


Рис. 3.15

Для более наглядного представления полученных результатов нанесем на рис. 3.16 линии постоянных значений вероятности $P_{пз}$ в координатах H и Θ . Область A соответствует режимам полета с наибольшей вероятностью выполнения полетного задания. Отклонение угла наклона траектории Θ как в сторону уменьшения, так и увеличения от области A сопровождается уменьшением вероятности $P_{пз}$. Полученные оптимальные значения режимов атаки наземной цели рассматриваемого самолета могут быть рекомендованы для военного времени, когда приоритет отдается выполнению боевой задачи. Однако при таком подходе к выбору режима атаки наземной цели в мирное время мы будем нести неоправданно большие потери

самолетов из-за авиационных происшествий. Если на рис. 3.16 нанести линию режимов атаки наземной цели, соответствующую максимально допустимому значению вероятности $P_{\text{бп}}$ безопасного выхода из атаки, то получим граничную кривую (заштрихована на рис.3.16) допустимых значений H и Θ в мирное время.

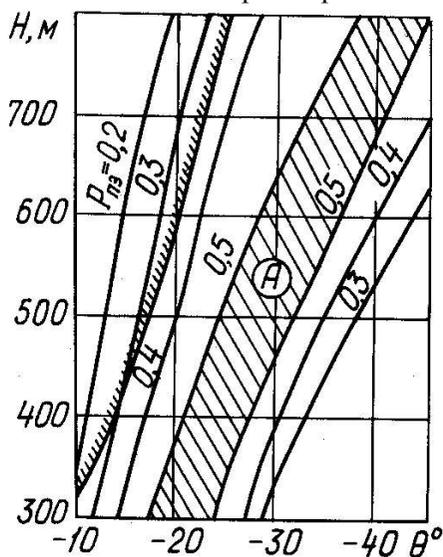


Рис. 3.16

Как видно, области режимов атаки наземной цели для мирного и военного времени существенно различаются. Поскольку выбор режимов боевого применения самолета должен учитывать сохранение методики обучения летного состава, пригодной для мирного и военного времени, то в рассматриваемом случае для мирного и военного времени можно рекомендовать один и тот же угол наклона траектории при атаке наземной цели, равный $\Theta = -20^\circ$, а высоту окончания стрельбы в первом случае 600...700 м, во втором – 300...400 м.

Таким образом, существующая взаимосвязь безопасности полетов и боевой эффективности требует назначения различных эксплуатационных ограничений параметров полета для мирного и военного времени. При назначении единых для мирного и военного времени

эксплуатационных ограничений приходится решать противоречивую задачу: обеспечить высокую боевую эффективность при возможно большем уровне безопасности полетов. Первое требует максимально возможного расширения эксплуатационных ограничений, второе – ужесточения ограничений. В результате назначения компромиссных единых ограничений не обеспечивается заявленная (рекламная) боевая эффективность и не гарантируется требуемая БзП.

Летная практика и опыт боевого применения ЛА показывают, что в результате назначения единых эксплуатационных ограничений мы теряем в мирное время неоправданно большое количество ЛА из-за АП, а в военное время будем нести излишне большие боевые потери.

Отсюда следует, что существующая система назначения единых ограничений для мирного и военного времени несовершенна и нуждается в серьезной корректировке: во-первых, причины назначения ограничений для каждого из этих условий различны. Если в военное время приоритет отдается выполнению боевой задачи, то в мирных условиях – обеспечению БзП; во-вторых, опыт второй мировой войны и многочисленные локальные конфликты в послевоенный период показывают, что жизненный цикл ЛА в процессе военных действий сокращается во много десятков раз. Это значит, что ЛА погибает со значительными неиспользованными возможностями по ресурсу.

Возникает вопрос: нельзя ли форсированием режима работы силовой установки и других систем превратить недоиспользованный ресурс ЛА в улучшение его летно-технических характеристик и соответственно в повышение боевых возможностей? Оказывается не только можно, но в ряде случаев и необходимо для более эффективного выполнения боевой задачи или для «выживания». Так, например, в процессе боевых действий в Афганистане на вертолете Ми-24 летный состав вынужден был для «выживания» осознанно нарушать ограничения по нормальной перегрузке, максимальной скорости, выполнять маневры с креном до 90 град. В боевых условиях безразлично, потеряем мы ЛА в результате боевых повреждений или авиационного происшествия.

Из сказанного выше следует, что для условий мирного и военного времени должны назначаться различные эксплуатационные ограничения параметров полета: в первом случае – из условия обеспечения требуемого уровня БзП, во втором – достижения наибольшего боевого успеха.

Несовершенство назначения единых ограничений проиллюстрируем на примере самолета МиГ–29. У этого самолета на все случаи жизни в полетной конфигурации ограничение системой СОС углов атаки составляло 24 град. Между тем на некоторых режимах полета у самолета МиГ–29 наблюдалась полная потеря поперечной управляемости на углах атаки 20-21град, что явилось причиной ряда АП при маневрировании на малых высотах. Это потребовало изменения ограничений в сторону ужесточения и дополнительных указаний летному составу по соблюдению мер безопасности. Естественно, это ограничивает маневренные возможности самолета и не позволяет по аэродинамике реализовать перегрузку, регламентируемую прочностью. Вместе с тем летные испытания показывают, что этот самолет допускает кратковременный безопасный выход на углы атаки 32...35 град. Такие углы атаки могут быть использованы в целях «выживания»: для выполнения противоракетного маневра, предотвращения столкновения с препятствиями и в других случаях. Необходимо только помнить, что для изменения угла крена на таких углах атаки необходимо предварительно восстановить поперечную управляемость уменьшением угла атаки.

Очевидно, что в боевых условиях нельзя лишать летчика возможности использовать такие углы атаки. Отсюда следует, что для самолета МиГ–29 было бы рационально назначение ограничения для угла атаки в мирное время – 20 град, в военное время – 32 град.

лично, потеряем мы ЛА в результате боевых повреждений или авиационного происшествия.

Из сказанного выше следует, что для условий мирного и военного времени должны назначаться различные эксплуатационные ограничения параметров полета: в первом случае – из условия обеспечения требуемого уровня БзП, во втором – достижения наибольшего боевого успеха.

Несовершенство назначения единых ограничений проиллюстрируем на примере самолета МиГ–29. У этого самолета на все случаи жизни в полетной конфигурации ограничение системой СОС углов атаки составляло 24 град. Между тем на некоторых режимах полета у самолета МиГ–29 наблюдалась полная потеря поперечной управляемости на углах атаки 20–21 град, что явилось причиной ряда АП при маневрировании на малых высотах. Это потребовало изменения ограничений в сторону ужесточения и дополнительных указаний летному составу по соблюдению мер безопасности. Естественно, это ограничивает маневренные возможности самолета и не позволяет по аэродинамике реализовать перегрузку, регламентируемую прочностью. Вместе с тем летные испытания показывают, что этот самолет допускает кратковременный безопасный выход на углы атаки 32...35 град. Такие углы атаки могут быть использованы в целях «выживания»: для выполнения противоракетного маневра, предотвращения столкновения с препятствиями и в других случаях. Необходимо только помнить, что для изменения угла крена на таких углах атаки необходимо предварительно восстановить поперечную управляемость уменьшением угла атаки.

Очевидно, что в боевых условиях нельзя лишать летчика возможности использовать такие углы атаки. Отсюда следует, что для самолета МиГ–29 было бы рационально назначение ограничения для угла атаки в мирное время – 20 град, в военное время – 32 град.

Глава 4. ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ НЕБЛАГОПРИЯТНЫХ ВНЕШНИХ УСЛОВИЙ НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

4.1. ХАРАКТЕРИСТИКА ВОЗМОЖНЫХ НЕБЛАГОПРИЯТНЫХ ВНЕШНИХ УСЛОВИЙ И СТАТИСТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Под неблагоприятными условиями будем понимать такие события или явления во внешней среде, которые создают угрозу безопасности полета. К ним относятся:

неблагоприятные метеорологические условия (гроза, атмосферная турбулентность, сдвиг ветра, интенсивные дождь и снег, град, туман, обледенение, атмосферные электрические разряды и т.д.);

скопление в воздухе птиц, радиозондов и других объектов;
наличие спутных следов от ранее пролетевших самолетов.

В соответствии с руководящими документами неблагоприятные внешние условия входят в третью группу факторов-причин, обусловивших авиационное происшествие.

По причине воздействия неблагоприятных внешних условий происходит в среднем 5...8%, а в гражданской авиации – до 13...20% авиационных происшествий. Неблагоприятные условия оказывают разнообразные воздействия на ЛА. Сдвиг ветра, атмосферная турбулентность, спутный след вызывают изменение сил и моментов, действующих на ЛА, и приводят к его возмущенному движению. Удары молнии, столкновения с птицами, радиозондами вызывают местные разрушения конструкции ЛА и агрегатов. Обледенение, интенсивные дождь и снег приводят к изменениям аэродинамических характеристик ЛА и, как следствие, к отклонению параметров движения от расчетных значений. Туман, пыльные и снежные бури, низкая облачность затрудняют действия летчика, связанные с управлением ЛА.

Сдвиг ветра. Под сдвигом ветра понимают зону нисходящей турбулентности, в которой направление и скорость воздушных по-

токов изменяются с большими градиентами (градиенты горизонтальной составляющей скорости ветра могут превышать 20...30 м/с при изменении высоты на 100 м). По сведениям Национального совета по безопасности на воздушном транспорте США в 1964–1985 гг. по причине сдвига ветра произошло 28 тяжелых авиационных происшествий, в которых погибли 623 и травмированы 237 человек.

Сдвиг ветра может быть обусловлен грозовой деятельностью, перемещением фронта воздушной массы, сильным ветром у земли, морским бризом, перемещением воздушных масс в горной местности, одиночными волновыми возмущениями. Наиболее сильное воздействие на ЛА оказывает сдвиг ветра, возникающий в районе грозовой деятельности и при переходе атмосферных фронтов и характеризуемый мощным вихревым нисходящим потоком, который вблизи земли растекается в различных направлениях до 20...30 км (рис. 4.1, а). В зоне действий вихрей максимальные значения скоростей горизонтального ветра могут достигать 60...65 м/с, а скорость нисходящих потоков – 18...20 м/с.

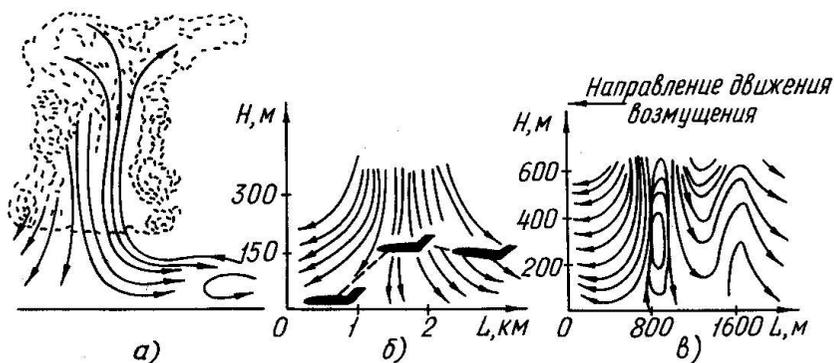


Рис. 4.1

При мощных кучевых облаках может возникнуть сдвиг ветра, обусловленный так называемым атмосферным микровзрывом, при котором нисходящее струйное течение воздуха диаметром до 2 км, подходя к земной поверхности, растекается на 4...10 км, создавая интенсивные завихрения воздуха (рис. 4.1, б). У земли микровзрыв диаметром меньше 4 км существует примерно 2...5 мин.

Сдвиг ветра на малой высоте может быть вызван и одиночными

волновыми возмущениями большой амплитуды, которые распространяются на большие расстояния (до 10 км) и часто появляются внезапно в ясном небе. Одиночные волны чаще имеют амплитуду до 1 км с расстоянием между ними от 0,5 до 6 км и скоростью передвижения до 20 м/с (рис. 4.1, в).

Как видно из рис. 4.1, самолет, пересекающий зону сдвига ветра, испытывает последовательное воздействие встречного, нисходящего и попутного потоков. Это приводит первоначально к увеличению воздушной скорости V при почти постоянном угле атаки α , а в дальнейшем к уменьшению V и α , а следовательно, к снижению траектории движения самолета и опасному его приближению к земле. Поэтому сдвиг ветра наиболее опасен на взлетно-посадочных этапах полета, особенно для тяжелых самолетов, обладающих ограниченной маневренностью и замедленной реакцией на отклонение органов управления.

В 1986 г. ИКАО выпустило Циркуляр о сдвиге ветра на малых высотах (документ 86-AN/122). В нем указывается на необходимость принятия всех мер для обхода обнаруженной зоны сдвига ветра и даются рекомендации по его распознаванию: на высотах менее 300 м над поверхностью земли при взлете и заходе на посадку самолета на действия сдвига ветра указывают любые следующие отклонения параметров движения самолета от нормальных: ± 27 км/ч – для воздушной скорости, ± 5 град – для угла тангажа, ± 15 м/с – для вертикальной скорости, а при заходе на посадку – отклонение от глиссады на ± 1 деление. Для вывода самолета из зоны сдвига ветра рекомендуется выдерживать заданный угол тангажа и увеличить тягу двигателей.

Сложность противодействия сдвигу ветра обуславливается трудностью предсказания этого явления, внезапностью его проявления и динамичностью воздействия на параметры траектории ЛА. Наибольшую опасность для взлетающих ЛА представляет комбинированное воздействие уменьшения скорости встречного ветра и появления нисходящих потоков. Уменьшение подъемной силы ЛА при этом обусловлено как уменьшением воздушной скорости, так и уменьшением угла атаки, вызванного нисходящим потоком.

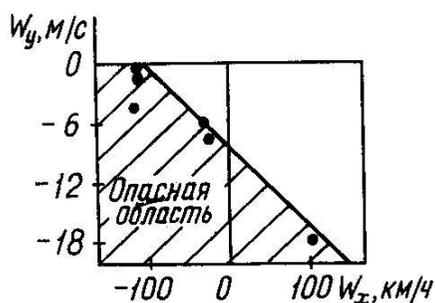


Рис. 4.2

На рис. 4.2 показана область опасных сдвигов ветра. Точками отмечены значения скорости ветра W_x и скорости вертикальных потоков W_y для шести авиационных происшествий, происшедших в США в 1975...1979 гг.

Для обеспечения безопасности полета в услови-

ях сдвига ветра необходимо знать месторасположение его зоны и правильно выбрать маршрут и режим полета. Обнаружение сдвига ветра может быть произведено бортовыми системами или сообщением с ранее пролетевшего самолета. Если сдвиг ветра обусловлен грозовой деятельностью, то изменением маршрута полета можно обойти его. Если причиной его возникновения является одиночная волна или атмосферный микровзрыв, то до входа в зону сдвига ветра целесообразно увеличить скорость полета на 10...15 км/ч.

Турбулентная атмосфера. Значительную угрозу безопасности полетов, особенно для неманевренных самолетов, создает турбулентная атмосфера. При воздействии турбулентной атмосферы на ЛА изменяются углы атаки α , углы скольжения β и воздушная скорость V , что сопровождается изменением аэродинамических сил и моментов. Знакопеременные нагрузки, воспринимаемые экипажем как «болтанка» ЛА, приводят к следующим отрицательным последствиям: повышают темп расходования ресурса планера и вероятность усталостных разрушений конструкции ЛА в полете, создают дискомфорт для экипажа, повышая его утомляемость и снижая точность пилотирования, создают помехи в работе системы автоматического управления, увеличивают опасность превышения предельных перегрузок ЛА и выхода его на режим сваливания.

Наиболее опасно попадание ЛА в сильную турбулентность в зоне грозы. Однако имеют место АП и по причине воздействия турбу-

лентности в ясном небе. Так, например, в гражданской авиации США за 6 лет из 441 зарегистрированного АП 58 были связаны с сильной турбулентностью в зоне грозы, а 97 произошли по причине турбулентности прозрачного воздуха.

Спутный аэродинамический след. В последнее время все более актуальными становятся вопросы безопасности полетов, связанные с возможностью попадания ЛА в спутный аэродинамический след. Это объясняется увеличением интенсивности использования аэродромов и расширением задач, требующих группового использования авиации, что повышает вероятность попадания ЛА в спутный след; увеличением интенсивности спутного следа вследствие существенного роста нагрузки, приходящейся на погонный метр размаха крыла; увеличением времени существования следа вследствие увеличения абсолютного размаха крыла.

Об опасности спутного следа свидетельствуют данные статистики. Так, например, в авиации общего назначения США по этой причине за 10 лет только на этапах взлета и посадки произошли 162 АП с легкими самолетами.

Разряды молний и статического электрического. Согласно некоторым зарубежным статистическим данным, поражение ЛА молниями занимает первое место среди других АП, зависящих от метеорологических условий.

Установлено, что имеются два центра молниевидной активности: верхний, более активный, на высотах около 12 км и нижний – на высотах около 5 км. Вероятность поражения самолетов молниями в зонах активной грозовой деятельности составляет 0,01. В среднем при полетах над Европой на каждые 20 тыс.ч налета приходится 11 случаев поражения молнией. При этом частота случаев поражения различна для различных типов самолетов. По вероятности поражения молниями вся поверхность самолета разделяется следующим образом: обтекатели антенн – 0,27; передние части: крыльев – 0,22, оперения – 0,21, фюзеляжа – 0,15; далее идут мотогондолы двигателей, подвесные баки и др.

Поражения самолетов разрядами атмосферного электричества приводят, как правило, к мелким повреждениям планера: точечные оплавления обшивки, законцовок крыльев, оперения или разруше-

ния носовых обтекателей. Реже происходят взрывы топливных баков, выход из строя бортовых радиоэлектронных систем, ослепление членов экипажей.

Авиационные происшествия, обусловленные ударами молний и разрядами статического электричества, в гражданской авиации США происходят на каждые 2930 ч налета. В ВВС США в 1976...1980 гг. по этой причине произошло 278 АП. Только в морской авиации в течение 10 лет произошло 9 катастроф, 7 авиационных происшествий средней тяжести и 153 легких. Наиболее опасными месяцами являются апрель, май, июнь.

Повышение безопасности полетов от удара молний достигается разработкой систем, позволяющих обнаружить молниеносные зоны в атмосфере, и выбором наиболее безопасных маршрутов для их обхода, а также совершенствованием средств и методов защиты летательных аппаратов от опасных воздействий атмосферного электричества. Самолеты металлической конструкции могут оказаться защищенными от прямого воздействия молнии, если части его планера хорошо металлизированы и правильно использовано экранирующее действие металлической обшивки для защиты радиоэлектронного оборудования.

Столкновение с птицами. За 1978...1988 гг. в ВВС США произошло более 17 тыс. столкновений с птицами, в которых было потеряно 5 самолетов. В гражданской авиации нашей страны ежегодно происходит примерно 1500 столкновений с птицами, из которых примерно 10% вызывают значительные повреждения авиационной техники. По данным ИКАО, в мире ежегодно происходит 1-2 тяжелых авиационных происшествия самолетов гражданской авиации и авиации общего применения из-за столкновения с птицами, снимаются досрочно десятки авиадвигателей.

Чем больше скорость полета, тем больше повреждений получает ЛА от столкновения с птицей. Так, самолет, летящий на высоте менее 1000 м и со скоростью около 700 км/ч, при столкновении с птицей массой 1,8 кг получает значительно большие повреждения, чем от авиационного снаряда калибра 30 мм. Стандартную массу птицы равную 1,8 кг, имеют примерно 80% всех птиц, сталкивающихся с самолетом. Вероятность столкновения самолетов и вертолетов с

птицами зависит от времени года, этапа полета, орнитологической обстановки по трассе полета, а опасность последствий – от скорости полета, массы птицы и места удара в летательный аппарат.

На рис. 4.3 кривая 1 показывает распределение числа столкновений самолетов с птицами по месяцам года для Европейской части СССР, а кривая 2 – для стран-участниц ИКАО за 1980...1981 гг. Число столкновений в летние и первые два осенних месяца намного больше, чем в зимние месяцы. Это объясняется тем, что в летние и осенние месяцы происходит миграция птиц, гнездование, массовый вылет птенцов и послегнездовые кочевки, а также повышается интенсивность полетов. Подавляющее большинство столкновений с птицами происходит при полетах в зоне аэродрома на высоте менее 600 м: на посадке – более 35% столкновений, на взлете – 12%, при полете по кругу – 13%.

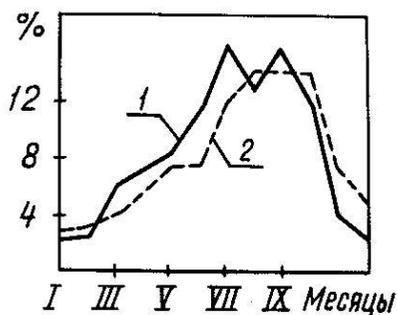


Рис. 4.3

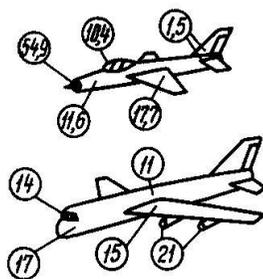


Рис. 4.4

Распределение частот ударов птиц (в %) по элементам конструкции самолета-истребителя с центральным входом в двигатель и неманевренного многодвигательного самолета показано на рис. 4.4. Наибольшее число ударов приходится на воздухозаборники и двигатель, носовую часть фюзеляжа и остекление кабины, то есть на элементы, повреждение которых создает большую угрозу безопасности полета. Так как многие удары птиц экипаж не замечает в полете, то факты столкновений с птицами могут быть обнаружены инженерно-техническими специалистами при тщательном послеполетном осмотре самолета.

Основные мероприятия по повышению БзП, связанной со столк-

новением с птицами, направлены на уменьшение количества птиц в районе аэродромов, на предупреждение столкновений со стаями птиц, на повышение стойкости элементов самолетов к ударам птиц. Для уменьшения количества птиц в районе аэродрома используются пассивные методы, уменьшающие привлекательность аэродромов для птиц (оптимальный подбор высоты и сорта травы на аэродроме, ликвидация свалок мусора и пищевых отходов, применение ядохимикатов и др.); активные методы, связанные с отпугиванием птиц отстрелом, воспроизведением мощными динамиками криков бедствия птиц, использованием мигающего или проблескового света самолета, применением пугал, специально натренированных собак, прирученных хищных птиц и др.

С помощью радиолокационного обнаружения стай птиц и своевременного изменения маршрута полета можно исключить столкновение самолета с птицами.

Обледенение летательных аппаратов. Большая угроза БзП создается при обледенении летательных аппаратов. Например, в США в авиации общего назначения ежегодно по причине обледенения происходят десятки АП. По причине обледенения самолета на земле перед вылетом в штормовую погоду произошли катастрофы самолетов ДС-8 в 1985 г. и ДС-9 в 1987 г. с большими человеческими жертвами. Обледенение летательного аппарата или ВПП наиболее часто случается при низкой облачности и пониженной температуре воздуха. Оно сопровождается появлением на поверхности самолета инея или слоя льда. Это приводит к искажению аэродинамического профиля, ухудшению аэродинамического качества, характеристик устойчивости и управляемости самолета, уменьшению проходного сечения воздухозаборника и количества поступающего в двигатель воздуха, нарушению работоспособности жизненно важных агрегатов. Создающееся компрессором разрежение во входном устройстве вызывает понижение температуры воздуха в нем на 4-5 градусов, поэтому обледенение входных устройств может происходить при температуре наружного воздуха $\leq 5^{\circ} \text{C}$.

Для каждого вида воздействия неблагоприятных внешних условий требуются и свои особые методы количественной оценки безопасности полетов, и свои специфические мероприятия по ее повы-

шению. В дальнейшем рассмотрим подходы к оценке БзП при воздействии турбулентной атмосферы и спутного следа и разработку мероприятий по ее повышению.

4.2. ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ТУРБУЛЕНТНОЙ АТМОСФЕРЫ НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

Для обеспечения однозначности расчетов воздействия турбулентности на ЛА создаются модели атмосферной турбулентности. В соответствии с одной из таких моделей атмосферная турбулентность представляется стационарным случайным процессом и делится на слабую ($b_1 \approx 1$ м/с) и сильную ($b_2 \approx 3$ м/с). В табл. 4.1 приведены нормированные характеристики модели для различных высот полета H , где обозначено: L – масштаб турбулентности; b_1 и b_2 – среднеквадратические значения средней квадратической скорости порывов ($b_1 = \sigma_{\sigma_w}$) соответственно для слабой и сильной турбулентности; \bar{t}_1 и \bar{t}_2 – относительное время пребывания ЛА в условиях данной турбулентности.

Т а б л и ц а 4.1

$H, \text{ м}$	$L, \text{ м}$	Слабая турбулентность		Сильная турбулентность	
		$\bar{t}_1, \text{ с}$	$b_1, \text{ м/с}$	$\bar{t}_2, \text{ с}$	$b_2, \text{ м/с}$
0...300	150	0,99999	0,826	0,00001	3,25
300...600	150	0,400	1,00	0,00030	2,99
600...3000	300	0,080	1,16	0,00080	2,99
3000...6000	300	0,050	1,13	0,00042	3,17
6000...9000	300	0,084	1,07	0,00015	3,41
9000...12000	300	0,085	1,04	0,00005	3,38

Ограничимся рассмотрением воздействия только вертикальных случайных порывов, которые, вызывая изменение углов атаки α , могут создать одну из следующих ситуаций: превышение C_{yH} , соответствующее началу потери устойчивости по перегрузке; превы-

шение $C_{у ну}$, соответствующее возникновению неустойчивой работы силовой установки (воздухозаборника и двигателя); превышение $C_{уу}$, соответствующее потере поперечной управляемости; превышение $C_{у св}$, соответствующее сваливанию ЛА; превышения $n_{у макс}^э$ или n_y^p , соответствующие появлению остаточных деформаций или разрушению ЛА.

Так как C_y и n_y связаны соотношением

$$n_y = \frac{C_y \rho_H V^2 S}{2G}, \quad (4.1)$$

то во всех рассмотренных случаях появление особой ситуации можно свести к превышению соответствующего уровня положительной n_{y1} или отрицательной n_{y2} перегрузок (рис. 4.5).

В общем случае будем полагать, что после превышения («выброса») перегрузки n_{y1} или n_{y2} летчик с вероятностью r парирует ее последствия (не допускает выхода за $n_{y1 пр}$ или $n_{y2 пр}$) и возвращает систему в исходное безопасное состояние (БП). Непарирование примем за авиационное происшествие. Тогда для восстанавливаемой системы и принятой модели атмосферной турбулентности граф состояний будет иметь вид, представленный на рис. 4.6.

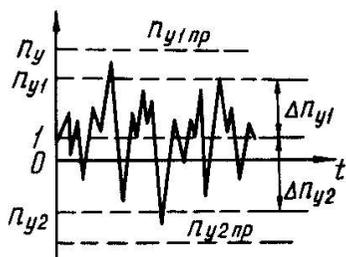


Рис. 4.5

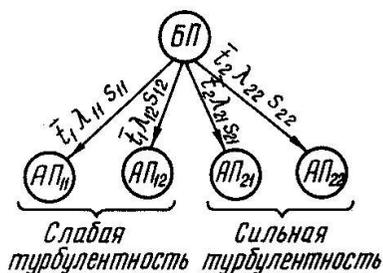


Рис. 4.6

Из графа состояний получим дифференциальное уравнение вероятности благополучного исхода

$$\frac{dP_0}{dt} = -(\bar{t}_1\lambda_{11}s_{11} + \bar{t}_1\lambda_{12}s_{12} + \bar{t}_2\lambda_{21}s_{21} + \bar{t}_2\lambda_{22}s_{22})P_0 = -\lambda_{00}P_0, \quad (4.2)$$

где интенсивность перехода из состояния БП в состояние АП

$$\lambda_{00} = \bar{t}_1(\lambda_{11}s_{11} + \lambda_{12}s_{12}) + \bar{t}_2(\lambda_{21}s_{21} + \lambda_{22}s_{22}), \quad (4.3)$$

\bar{t}_1 и \bar{t}_2 – относительное время полета ЛА в слабой и сильной турбулентности; λ_{11} , λ_{12} , λ_{21} , λ_{22} – интенсивности превышения положительных n_{y_1} и отрицательных n_{y_2} перегрузок при полете в слабой и сильной турбулентности; s_{11} , s_{12} , s_{21} , s_{22} – вероятности непарирования экипажем опасных последствий превышения перегрузок $n_{y_1\text{пр}}$ и $n_{y_2\text{пр}}$.

Для таких опасных последствий, как, например, превышение разрушающей перегрузки ($n_{y_1\text{пр}} = n_{y_1}^P$ или $n_{y_2\text{пр}} = n_{y_2}^P$), можно полагать

$$s_{11} = s_{12} = s_{21} = s_{22} = 1,0, \quad (4.4)$$

то есть последствия не парируются, так как самолет разрушается. В этом случае за предельное значение перегрузки принимается $n_{y_1\text{пр}} = n_{y_1}^P$ и $n_{y_2\text{пр}} = n_{y_2}^P$. Такой подход допустим при выполнении сравнительных расчетов и для других менее опасных последствий.

Решение дифференциальных уравнений (4.2) для вероятностей состояний благополучного P и неблагоприятного Q исходов полетов продолжительностью t будет

$$P = e^{-\lambda_{00}t}; Q = 1 - P = 1 - e^{-\lambda_{00}t}. \quad (4.5)$$

Для интенсивностей λ_{ij} профессором Вороновичем А.П. было получено следующее выражение:

$$\lambda_{ij} = \lambda_{0i} e^{-\frac{\Delta n_{ij}}{Bb_i}}, \quad (4.6)$$

где коэффициент B , характеризующий чувствительность ЛА к атмосферной турбулентности, равен:

$$B = kk' \frac{C_y^\alpha \rho_H V S}{2G}, \quad (4.7)$$

k' – коэффициент, учитывающий влияние нестационарности на значение среднеквадратического приращения перегрузки $\sigma_{\Delta n_y}$.

При полете на дозвуковых скоростях $k' = 0,85 \dots 0,9$. Среднее число односторонних пересечений нулевого уровня приращения перегрузки $\Delta n_y = 0$ в одну секунду – величина λ_0 – и коэффициент ослабления порывов k зависят от динамических свойств ЛА, управляемого летчиком или автопилотом. Для самолета с зажатыми рулями высоты при отсутствии тангажных движений ($M_z^{\omega_z} \rightarrow \infty; M_z^{\alpha} \rightarrow 0$) получено

$$\lambda_0 = \frac{\sqrt{3}}{2\pi} \frac{V}{\sqrt{b_a L}} \frac{\nu}{kk'} \quad (4.8)$$

и

$$k = \frac{\sqrt{1 - 1,5 \frac{\bar{Y}^\alpha}{\beta}}}{1 - \frac{\bar{Y}^\alpha}{\beta}}, \quad (4.9)$$

где

$$\bar{Y}^\alpha = -\frac{Y^\alpha}{mV}; \quad \beta = \frac{V}{L}, \quad (4.10)$$

b_a – средняя аэродинамическая хорда крыла; L – масштаб турбулентности; ν – коэффициент, учитывающий влияние переменности порывов по хорде крыла и нестационарности обтекания на λ_0 . При $M < 1,0$ можно принять $\nu = 0,4$.

Подставив в (4.3) выражение (4.6) с учетом (4.4), получим

$$\lambda_{00} = \lambda_0 \left[\bar{t}_1 \left(e^{\frac{-\Delta n_{y1}}{Bb_1}} + e^{\frac{-\Delta n_{y2}}{Bb_1}} \right) + \bar{t}_2 \left(e^{\frac{-\Delta n_{y1}}{Bb_2}} + e^{\frac{-\Delta n_{y2}}{Bb_2}} \right) \right]. \quad (4.11)$$

Первое слагаемое в (4.11) учитывает влияние слабой, а второе – сильной турбулентности на возможность превышения предельных

положительных (Δn_{y_1}) и отрицательных (Δn_{y_2}) приращений перегрузок.

4.3. МЕРОПРИЯТИЯ ПО ПОВЫШЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ В ТУРБУЛЕНТНОЙ АТМОСФЕРЕ

Из анализа выражений (4.5) и (4.11) следует, что уменьшить вероятность АП Q в условиях воздействия атмосферной турбулентности можно увеличением предельного приращения перегрузки Δn_y и уменьшением коэффициента B , а также уменьшением λ_0 .

Большой эффект дает увеличение предельного приращения перегрузки Δn_y . Для неманевренных самолетов величины Δn_{y_1} и Δn_{y_2} намного меньше, чем для маневренных. Поэтому атмосферная турбулентность наибольшую опасность представляет для неманевренных самолетов, то есть для пассажирских самолетов, самолетов военно-транспортной и бомбардировочной авиации.

Все средства и мероприятия по повышению БзП в турбулентной атмосфере можно разделить на технические и эксплуатационные; технические разрабатываются при создании самолета, эксплуатационные – в период его эксплуатации.

Технические мероприятия. Они направлены на снижение чувствительности самолета к атмосферной турбулентности, то есть на уменьшение коэффициента B . Последнее, как видно из (4.7), может быть достигнуто уменьшением коэффициентов C_y^α и k (несмотря на то, что при уменьшении k возрастает λ_0).

Уменьшение C_y^α может быть обеспечено применением крыльев изменяемой в полете стреловидности. Так, увеличение стреловидности с 20 град до 65...70 град уменьшает на 30...40% значение C_y^α и приводит на больших дозвуковых скоростях полета у земли к снижению вероятности Q на порядок и более.

Применение автомата устойчивости или автопилота позволяет

при полете в турбулентности слабой интенсивности уменьшением коэффициента k уменьшить на 20...30% вероятность Q . Однако с увеличением интенсивности турбулентности положительный эффект этих автоматов снижается. Это объясняется как увеличением влияния инерционности самолета, так и влиянием ограничения доверяемых автомату углов отклонения рулей.

Большой эффект по уменьшению k дает применение систем активного управления, позволяющих изменять подъемную силу без изменения угла атаки самолета. Применение таких систем позволяет на порядок уменьшить вероятность Q .

Применение технических средств, способных обнаружить зоны интенсивной турбулентности в грозовой области и в ясном небе и выдать рекомендации экипажу по изменению маршрута полета, также позволяет существенно уменьшить Q .

Эксплуатационные мероприятия. В эксплуатации на повышение безопасности полета, определяемой воздействием атмосферной турбулентности, можно влиять соответствующим выбором режимов полета, определенной техникой пилотирования самолета и заданием соответствующих режимов работы САУ.

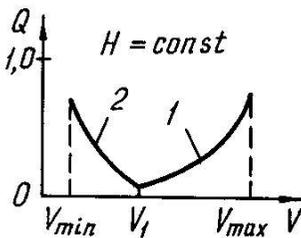


Рис. 4.7

Проанализируем, как зависит безопасность полета в турбулентной атмосфере от скорости V и высоты полета H из-за возможности превышения ограничений по прочности конструкции и по выходу самолета на режим сваливания, то есть $n_{y1np} = n_y^p$ или $n_{y1np} = n_{yсв}$. Из выражений (4.7), (4.8) и (4.11) видно,

что при заданном $n_{y1np} = n_y^p$ при увеличении скорости полета возрастают λ_0 и B , что приводит к возрастанию вероятности АП Q (рис. 4.7, кривая 1). Таким образом, из условия неперевышения прочностных ограничений от воздействия турбулентности желательно уменьшить скорость полета.

При заданном $C_{yсв}$

$$n_{y1} = n_{усв} = \frac{C_{усв} qS}{G};$$

$$\Delta n_{y1} = \frac{C_{усв} qS}{G} - 1 = \frac{C_{усв}}{C_{угп}} - 1. \quad (4.12)$$

При уменьшении скорости полета возрастает $C_{угп} = \frac{G}{qS}$, что приводит к уменьшению Δn_{y1} , а следовательно, к увеличению Q (кривая 2). При $C_{угп} = C_{усв}$ $\Delta n_{y1} = 0$ и $\lambda_{00} = 2\lambda_0(\bar{t}_1 + \bar{t}_2)$.

Таким образом, существует некоторая скорость V_I , а точнее – диапазон наиболее безопасных скоростей полета в турбулентной атмосфере, на которых можно рекомендовать выполнение полета, если главными являются требования по безопасности полета.

Аналогично прослеживается и влияние высоты полета на вероятность Q . При увеличении высоты полета, так как уменьшается плотность ρ_H , это вызывает уменьшение B и уменьшение вероятности превышения прочностных ограничений ($\Delta n_{y1} = n_y^p - 1$), то есть уменьшение вероятности Q (кривая 1 на рис. 4.8).

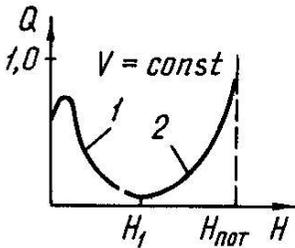


Рис. 4.8

Однако при заданном $C_{усв}$ с увеличением высоты полета (как и при уменьшении скорости) возрастает $C_{угп}$, что приводит по (4.12) к уменьшению Δn_{y1} и увеличению вероятности Q (кривая 2). На высоте $H = H_I$ имеем $Q_{мин}$. Построив для

данного самолета сетку таких графиков для эксплуатационного диапазона скоростей и высот полета, можно или подсказать наиболее безопасный по условиям воздействия атмосферной турбулентности режим полета, или оценить степень риска режима полета, определяемого полетным заданием.

Рекомендации по технике пилотирования при попадании самолета

та в «болтанку»:

на высотах, близких к практическому потолку, необходимо уменьшить высоту на 2000...2500 м или до выхода из «болтанки»;

при появлении «болтанки» на больших приборных скоростях необходимо снизить скорость полета;

в зонах сильной турбулентности нельзя выполнять резких маневров, пилотирование должно быть плавным, а если возможно, то изменением скорости и высоты полета вывести ЛА в область наиболее безопасных скоростей и высот полета;

не стремиться строго выдерживать тангаж, не мешать устойчивому ЛА восстанавливать α и n_y .

Таким образом, совместным проведением технических и эксплуатационных мероприятий можно существенно снизить уровень риска Q от воздействия атмосферной турбулентности.

4.4. ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ СПУТНОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СЛЕДА НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

4.4.1. Основные параметры спутного следа

Пролетевший ЛА оставляет за собой возмущенную область атмосферы, называемую спутным следом. Возмущения создаются реактивной струей двигателя, турбулентным потоком, сбегающим с поверхности ЛА, и вихреобразованием, связанным с созданием подъемной силы. Последнее обстоятельство вносит основной энергетический вклад в спутный след. В летной практике известны случаи, когда при полете за неманевренными самолетами на расстоянии более 20 км маневренные самолеты испытывали воздействие значительных кренящихся моментов, и за время порядка 1 с угол крена достигал 180 град и более. В связи с этим основные закономерности образования спутного следа и его поведение в пространстве представляют наибольший интерес при решении задач безопасности полетов.

С точки зрения особенностей развития и степени воздействия на самолет спутный след разделяют на зону формирования; устойчивую зону, которая наиболее опасна для пролетающих самолетов; зо-

ну разрушения вихревых структур вследствие какого-либо механизма неустойчивости. Зона формирования спутного следа характеризуется сложным нестационарным процессом сворачивания вихревой пелены в условиях ее взаимодействия с турбулентным потоком и с реактивной струей двигателя. Однако протяженность этой зоны невелика и ее роль в оценке БзП незначительна.

Гораздо больший интерес представляет воздействие на самолет устойчивой зоны спутного следа. Началом устойчивой зоны считают такое сечение за самолетом, когда процесс сворачивания вихревой пелены завершился образованием двух мощных вихревых жгутов, вращающихся в разные стороны (рис. 4.9).

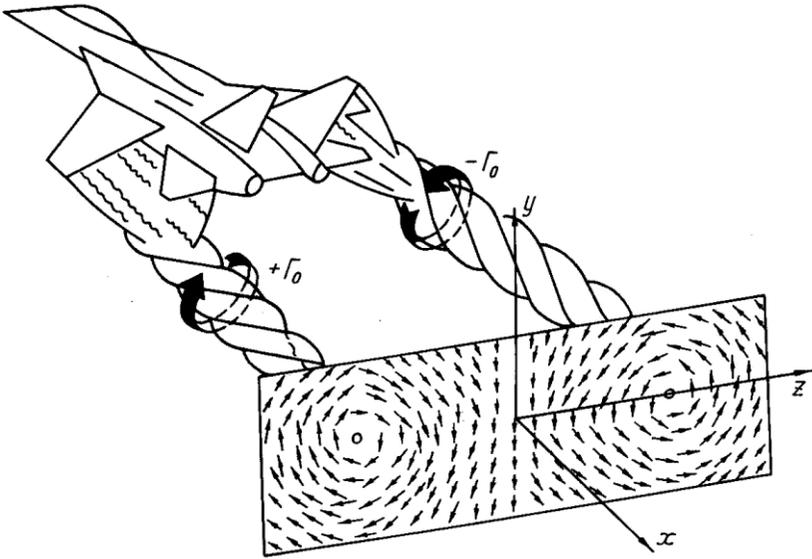


Рис. 4.9

Здесь для оценки БзП необходимо знать интенсивность вихревых жгутов, время их существования и положение в пространстве. Интенсивность жгутов определяется напряженностью или циркуляцией Γ , которая в начальный момент образования равна:

$$\Gamma_0 = \frac{mgn_y}{\rho_H V L_B}, \quad (4.13)$$

где $L_B = \frac{\pi}{4}l \approx 0,8l$ – расстояние между осями вихревых жгутов; n_y, m, V, l – нормальная перегрузка, масса, скорость и размах крыла самолета, оставившего спутный след; ρ_H – плотность воздуха на высоте полета H .

Большие массы современных самолетов при относительно малом размахе крыла (малом L_B) приводят к высокой интенсивности оставляемых ими вихревых жгутов, а значит, и к большим значениям возмущенных скоростей $\vec{W}_{сл}$ в следе. При этом основным источником воздействия на самолете является окружная составляющая W_τ вектора возмущенной скорости $\vec{W}_{сл}$, которая достигает своего максимального значения $W_{\tau_{\max}}$ на окружности радиусом r_B , называемой ядром вихревого жгута (рис. 4.10).

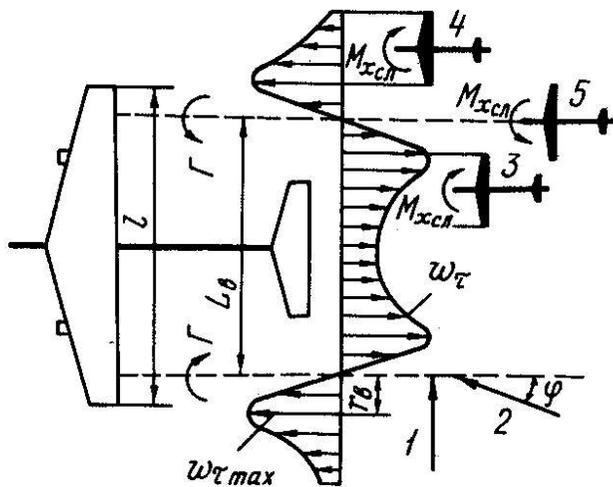


Рис. 4.10

На оси вихревого жгута значения W_τ равны нулю, а по мере удаления от границы ядра уменьшаются по зависимости, близкой к экспоненциальной. Примеры расчетов распределения W_τ за манев-

ренным самолетом в сечении $x = \text{const}$ и вдоль прямой, лежащей в плоскости осей вихревых жгутов и перпендикулярной им, приведены на рис. 4.9 и 4.10. При этом длина и направление стрелок на рис. 4.9 соответствуют величине и направлению скорости W_τ . По величине значения $W_{\tau_{\text{макс}}}$ могут достигать 30 м/с и более.

Вторым важным параметром спутного следа является время существования вихревых жгутов $t_{\text{сл}}$, которое определяется интервалом времени от момента их зарождения до момента разрушения из-за какого-либо вида неустойчивости. Экспериментально установлены два типа неустойчивости, имеющие принципиально разные механизмы разрушения. Первый тип неустойчивости называется волновой неустойчивостью, а второй – «взрывом» вихрей по причине интенсивной турбулизации течения в ядре вихря. При волновой неустойчивости возникают деформации осей вихревых жгутов в виде волн, которые можно наблюдать при пролете самолета, когда в результате инверсии вихревые жгуты становятся видимыми в течение длительного времени. Наиболее характерная форма этих колебаний – синусоидальные волны, наклоненные под углом 45 град к плоскости осей вихревых жгутов. При этом начальные деформации жгутов обусловлены как собственными возмущениями, связанными с процессом их формирования, так и турбулентностью атмосферы, масштаб которой соизмерим с размахом крыла самолета, генерирующего след. По мере увеличения времени существования следа вихревые жгуты соприкасаются друг с другом, что приводит к нарастанию деформаций осей и к соединению вихревых жгутов в изолированные кольца. Последнее обстоятельство свидетельствует о разрушении следа, так как изолированные кольца угрозы для безопасности полета практически не представляют. Физическая природа возникновения неустойчивости следа по причине «взрыва» ядра вихря связана с наличием в этой зоне течений со значительными по величине осевыми скоростями W_x и их интенсивным изменением по времени. Как показали летные эксперименты, «взрыв» ядра вихревого жгута может возникнуть как при больших, так и при малых расстояниях между их осями. При этом наиболее вероятным представляется возникновение «взрыва» в местах максимального искривления осей

вихревых жгутов.

При разрушении следа вследствие волновой неустойчивости время его существования $t_{\text{сл1}}$ приближенно можно оценить по формуле

$$t_{\text{сл1}} = \frac{T_1^* 2\pi L_B^2}{\Gamma_0} = \frac{2\pi T_1^* \rho_H V}{n_y} \frac{L_B^3}{mg}, \quad (4.14)$$

где $T_1^* = 4-5$ – постоянная безразмерная величина, полученная из эксперимента.

Анализ этой формулы показывает, что существенное влияние на величину $t_{\text{сл1}}$ оказывает размах крыла. Увеличение размаха крыла уменьшает уровень собственной начальной турбулентности и необходимой деформации осей вихревых жгутов для их соединения,

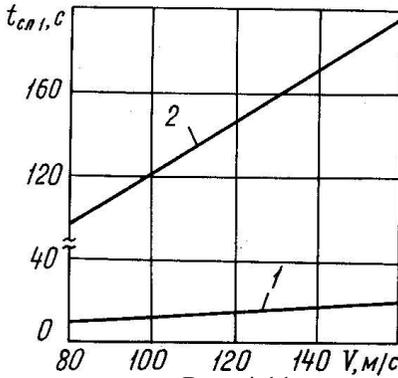


Рис. 4.11

что способствует медленному развитию волновой неустойчивости, а следовательно, приводит к увеличению времени существования следа $t_{\text{сл1}}$. Поэтому за неманевренными самолетами след существует порядка 2-3 мин (рис. 4.11, зависимость 2), в то время как за маневренными – порядка 10...20 с (рис. 4.11, зависимость 1). При разрушении следа вследствие «взрыва» вихрей время его

существования $t_{\text{сл2}}$ рассчитывается по формуле

$$t_{\text{сл2}} = \frac{T_2^* L_B^2}{\nu}, \quad (4.15)$$

где ν – коэффициент кинематической вязкости, определяемый для соответствующей высоты полета H ; $T_2^* = (2...10) \cdot 10^{-6}$ – постоянная безразмерная величина, зависящая от режима полета.

Относительно пролетевшего самолета спутный след смещается как по высоте ΔH , так и по боковому отклонению Δz . По высоте след, как правило, опускается вниз с начальной скоростью, равной:

$$V_{y,0} = \frac{\Gamma_0}{2\pi L_B}.$$

Однако по мере опускания следа давление в окружающей атмосфере повышается, что приводит к сжатию атмосферы следа и повышению в ней температуры относительно окружающей среды. Возникающая при этом разность температур приводит к разности плотностей, за счет чего возникает выталкивающая сила, равная (рис. 4.12):

$$F_B = g(\rho_H - \rho_{сл})S_{сл},$$

где ρ_H – плотность воздуха на высоте следа; $\rho_{сл}$ – плотность воздуха в зоне следа; $S_{сл}$ – площадь следа.

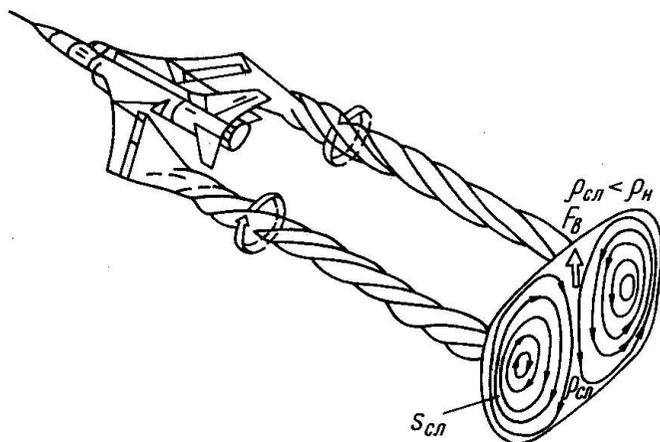


Рис. 4.12

Наличие выталкивающей силы приводит к уменьшению скорости опускания следа с дальнейшим его зависанием. Так возникает эффект плавучести спутного следа. Проявление эффекта плавучести следа зависит как от начальной скорости $V_{y,0}$ и времени снижения следа, так и от состояния окружающей атмосферы и от подогрева следа реактивными струями двигателей. Например, в спокойной атмосфере относительно пролетевшего самолета след опускается на высоту $\Delta H_{\text{макс}} = 100...250$ м. Это подтверждается обобщенными

расчетными и экспериментальными данными, приведенными на рис. 4.13 в виде зависимости смещения следа по высоте ΔH от удаления L_x от неманевренного самолета Ан-124, совершающего полет на высоте $H = 6000$ м с постоянной скоростью $V = 850$ км/ч.

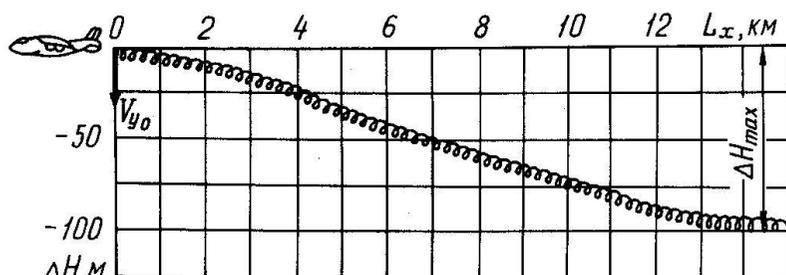


Рис. 4.13

Из приведенных данных следует, что на линейном участке величину опускания следа ΔH за время $\Delta t_{\text{сл}}$ можно найти по формуле

$$\Delta H = V_{y,0} \cdot \Delta t_{\text{сл}}. \quad (4.16)$$

В горизонтальной плоскости при отсутствии внешних воздействий вихревой жгут, сошедший с правой консоли крыла и оперения, смещается вправо, а вихревой жгут, сошедший с левой консоли, — влево от продольной оси самолета, генерирующего след. Как правило, смещение этих жгутов симметричное и составляет для неманевренных самолетов типа Ил-76 на удалении от него $L_x = 7 \dots 10$ км порядка $\Delta z = \pm 50 \dots 100$ м (рис. 4.14). При наличии внешних воздействий пространственное положение следа может быть произвольным. Так, например, при полете на малой высоте смещение вихревых жгутов за неманевренным самолетом Ил-76 при воздействии бокового ветра справа интенсивностью $\overline{W}_v = 3$ м/с составляет для левого жгута $\Delta z = -200 \dots -300$ м, а для правого — $\Delta z = -50 \dots -80$ м (рис. 4.14) и при некотором положении вихревых жгутов ось одного из них может совпадать с продольной осью пролетевшего самолета, что создает угрозу безопасности полета на взлетно-посадочных режимах.

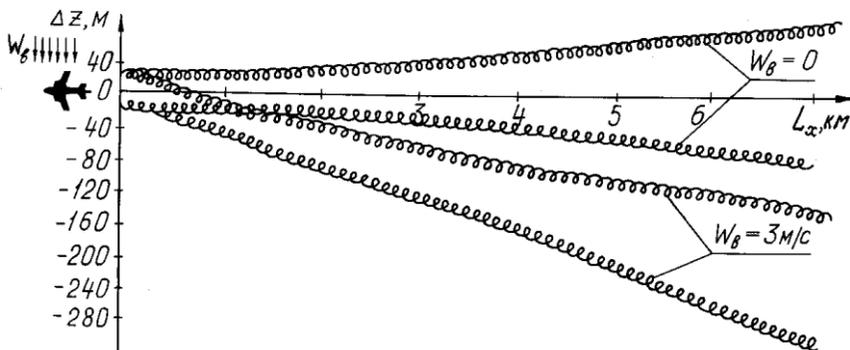


Рис. 4.14

При действии турбулентной атмосферы положение следа случайно и зависит от скорости и направления перемещения воздушных масс. В этом случае величины смещения следа в вертикальной ΔH и горизонтальной Δz плоскостях следует рассматривать как математическое ожидание смещения следа $m_{\Delta H}$ и $m_{\Delta z}$ соответственно.

4.4.2. Воздействие спутного следа на самолет

Попадание самолета в спутный след сопровождается изменением местных скоростей обтекания, что приводит к появлению дополнительных неуравновешенных сил и моментов, а следовательно, к отклонению самолета от исходной траектории.

Воздействие спутного следа на самолет и его последующее возмущенное движение зависят от целого ряда факторов, связанных как с летно-техническими характеристиками и режимом полета самолета-генератора, так и самолета, попавшего в след, дистанцией между ними и состоянием окружающей атмосферы.

Из-за неоднородности поля возмущений в зоне следа существенное влияние на характер движения самолета оказывают условия его попадания в зону следа и в первую очередь характер входа самолета в спутный след. При пересечении спутного следа под прямым углом (см. рис. 4.10, направление 1) самолет в основном будет испытывать действие переменных по времени, но постоянных по размаху вертикальных потоков воздуха. Воздействие этих потоков будет воспри-

ниматься летчиком как удар, поскольку действие следа одиночно, а время его пересечения мало (десятые – сотые доли секунды).

Наиболее опасны случаи, когда пролетающий самолет попадает в зону спутного следа под малыми углами φ к оси вихревых жгутов (см. рис. 4.10, направление 2), когда за счет воздействия на самолет скосов потока с переменной окружной скоростью W_τ по размаху крыла и оперения появляется возмущающий момент крена $M_{x_{сл}}$. Причем величина и знак момента $M_{x_{сл}}$ зависят от взаимного положения самолета и следа. В положениях 3 и 4 самолет испытывает правый ($M_{x_{сл}} > 0$), а в положении 5 – левый крен ($M_{x_{сл}} < 0$). При этом в положении 5 возмущающий момент крена $M_{x_{сл}}$ максимален, так как на правую и левую консоли крыла воздействуют противоположные по знаку вертикальные скосы потока.

Проведенные эксперименты показали, что величина возмущающего момента $M_{x_{сл}}$ практически не зависит от высоты полета H , поскольку при ее увеличении циркуляции Γ_0 вихревых жгутов возрастают, а скоростной напор $q = \rho_H V^2 / 2$ уменьшается. Однако $M_{x_{сл}}$ существенно зависит от соотношения скоростей самолета, генерирующего след, и самолета, попавшего в след. При полете в составе пары это будет соотношение скоростей ведущего V_1 и ведомого V_2 самолетов. При увеличении отношения V_2 / V_1 возмущающий момент крена $M_{x_{сл}}$ возрастает. Величина момента $M_{x_{сл}}$ также возрастает при увеличении массы m и нормальной перегрузки n_y ведущего самолета и при уменьшении временной дистанции между самолетами. При равных скоростях ведомого и ведущего самолетов величина $M_{x_{сл}}$ одинакова для всех режимов (высот и скоростей) полета. Поэтому спутный след наибольшую опасность представляет при полете с малыми приборными скоростями, где рулевые поверхности имеют достаточно малую эффективность, а сам полет протекает на больших балансировочных углах атаки. На этих режимах

полета возмущающий момент $M_{x_{сл}}$ крена может превысить располагаемый управляющий момент от рулей. Например, попадание на взлете самолета Як-40 в спутный след самолета Ил-76, находившегося от него в наблюдаемый момент времени на удалении $L_x \approx 6100\text{м}$, что соответствует временному интервалу взлета $\Delta t = 65\text{ с}$, приводит к появлению возмущающего момента крена, который более чем в два раза превышает располагаемый управляющий момент от элеронов $m_{x_{расп}}$ (рис. 4.15). Здесь Δz – удаление самолета от оси правого вихревого жгута.

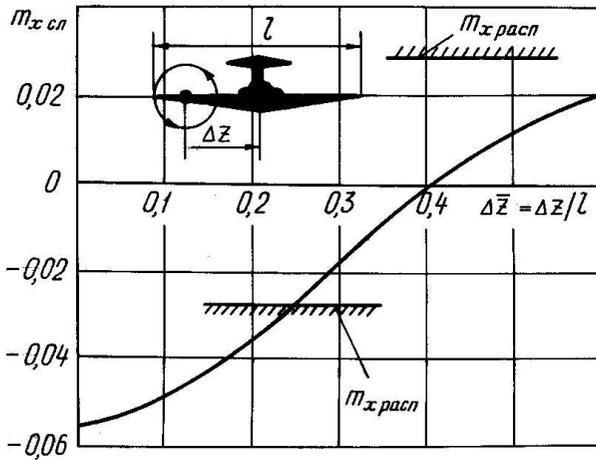


Рис. 4.15

Значительные по величине возмущающие моменты $M_{x_{сл}}$ даже при кратковременном нахождении самолета в зоне следа приводят к резкому изменению параметров его движения. Так, при попадании маневренного самолета в след за неманевренным самолетом (рис.4.16, зависимость 1) при направлении входа $\varphi = 0$ за 1 с происходит увеличение угла крена до 90 град и за 3 с самолет теряет около 60 м высоты (рис. 4.17, зависимость 1). При попадании более тяжелого самолета (рис.4.16, зависимость 2) за 1 с полета происходит увеличение угла крена γ до 35 град при направлении входа $\varphi = 0$ и до 20 град при направлении входа $\varphi = 30$ град (рис. 4.16, зависи-

мость 3) и за 3 с полета самолет теряет от 10 до 30 м высоты соответственно (рис. 4.17, зависимости 2, 3).

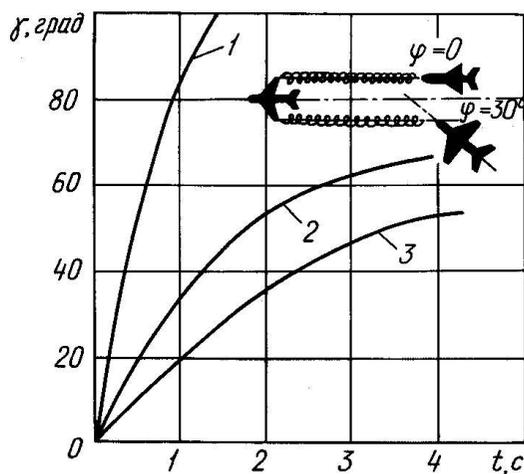


Рис. 4.16

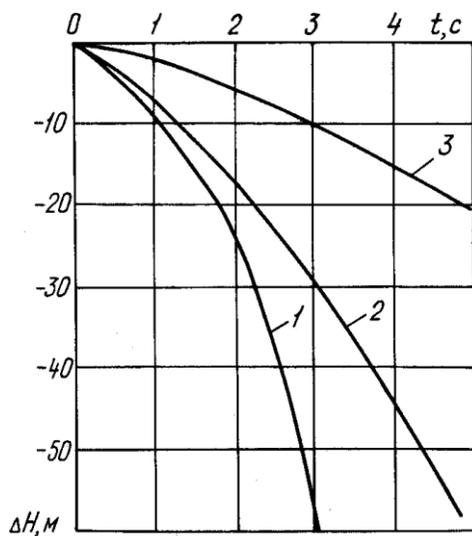


Рис. 4.17

4.4.3. Оценка безопасности полета при возможном попадании самолета в спутный след

Как правило, спутный след не виден. Поэтому возмущенное движение самолета имеет внезапный характер и может создать большую угрозу БзП.

Реальная угроза безопасности полета от воздействия спутного следа возникает при атаке воздушных целей с задней полусферы, групповых полетах, дозаправке топливом в воздухе, при взлете и посадке самолетов с малыми временными дистанциями, то есть всегда, когда самолеты сближаются на расстояние от нескольких километров до десятков метров, а их траектории близки или пересекаются.

Оценку безопасности полетов рассмотрим на примере самолетов, выполняющих групповой полет по одному маршруту на постоянной высоте с соблюдением заданной дистанции L_x (рис. 4.18,а). В этом случае попадание в след возможно за счет случайных колебаний следа и ведомого самолета по высоте и курсу.

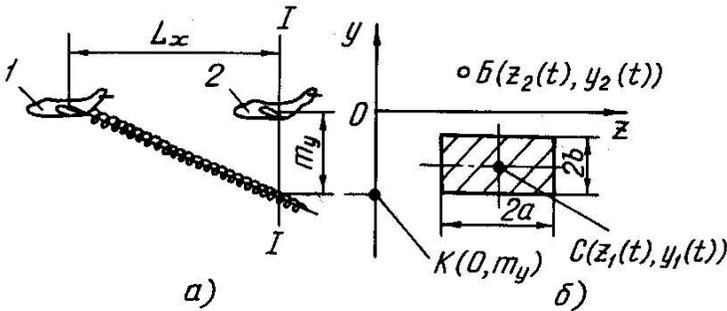


Рис. 4.18

На рис. 4.18,б в произвольный момент времени показано относительное положение самолета и следа в плоскости I-I, перпендикулярной математическому ожиданию направлению полета самолетов (см. рис. 4.18,а). Для удобства начало координат ZOY выбрано в точке, совпадающей с математическим ожиданием координат траектории. Тогда в принятой системе координат точка К соответствует математическому ожиданию центра С сечения следа; положение ведомого самолета (точка Б) задается центрированными случайными процессами $z_2(t)$ и $y_2(t)$, а положение центра сечения следа (точ-

ка С) – случайными процессами $z_1(t)$ и $y_1(t)$. В качестве сечения следа принимается площадь, ограниченная контуром «атмосферы следа», аппроксимируемая прямоугольником со сторонами $2a \approx 2,6l$ и $2b \approx 1,3l$.

Для маршрутного полета в разомкнутых и рассредоточенных боевых порядках случайные процессы $z_1(t)$, $y_1(t)$, $z_2(t)$, $y_2(t)$ можно принять нормальными, независимыми и стационарными с нормированными корреляционными функциями вида

$$R(\tau) = e^{-\alpha(\tau)} \left(\cos \beta(\tau) + \frac{\alpha}{\beta} \sin \beta(\tau) \right), \quad (4.17)$$

где α и β – коэффициенты корреляционной функции.

АП произойдет, если самолет (точка Б) попадает внутрь следа через одну из его сторон, то есть он пересечет снаружи внутрь какую-либо из четырех сторон сечения следа, а летчик (с вероятностью s_i) не сможет парировать его опасных воздействий. Система будет находиться в безопасном БЗП исходном состоянии, если самолет за время полета t не попадает в спутный след или попадает, но его воздействия будут парированы летчиком.

Граф состояний системы с восстановлением для интенсивностей четырех неблагоприятных исходов $\lambda_{0i}s_i$ при-

веден на рис.4.19.

Дифференциальное уравнение вероятности благополучного исхода

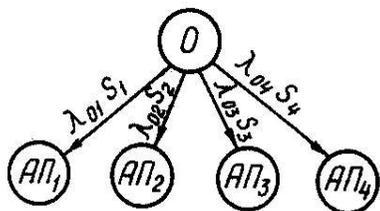


Рис. 4.19

$$\frac{dP_0}{dt} = -(\lambda_{01}s_1 + \lambda_{02}s_2 + \lambda_{03}s_3 + \lambda_{04}s_4)P_0 = -\lambda_{00}P_0, \quad (4.18)$$

где интенсивность перехода из начального нулевого состоянии в состояние АП

$$\lambda_{00} = \lambda_{01}s_1 + \lambda_{02}s_2 + \lambda_{03}s_3 + \lambda_{04}s_4, \quad (4.19)$$

$\lambda_{01}, \lambda_{02}, \lambda_{03}, \lambda_{04}$ – интенсивности пересечений снаружи внутрь соответственно верхней, нижней, правой и левой сторон сечения следа (см. рис. 4.18,б); s_1, s_2, s_3, s_4 – вероятности непарирования такого попадания.

Решение дифференциальных уравнений (4.18) для вероятностей благополучного P и неблагоприятного Q исходов полета продолжительностью t будет

$$P = e^{-\lambda_{00}t}, \quad Q = 1 - P = 1 - e^{-\lambda_{00}t}. \quad (4.20)$$

Входящие в выражение (4.18) интенсивности λ_{0i} , так же как и при воздействии турбулентной атмосферы, могут быть получены с использованием теории выбросов случайных процессов. Например, интенсивность λ_{01} определяется как среднее число односторонних пересечений в одну секунду с двух процессов: $y_2(t)$ и $y_B(t) = y_1(t) - b$ с учетом нахождения случайного процесса внутри случайного коридора, образованного боковыми сторонами следа по формуле

$$\lambda_{01} = \frac{\sqrt{\alpha_y^2 + \beta_y^2}}{\pi} \Phi_0 \left(\frac{a}{\sigma_z} \right) \exp \left[-\frac{(m_y - b)^2}{2\sigma_y^2} \right]. \quad (4.21)$$

Аналогично

$$\lambda_{02} = \frac{\sqrt{\alpha_y^2 + \beta_y^2}}{\pi} \Phi_0 \left(\frac{a}{\sigma_z} \right) \exp \left[-\frac{(m_y + b)^2}{2\sigma_y^2} \right]. \quad (4.22)$$

Так как при полете по одному маршруту $m_z = 0$, то

$$\lambda_{03} = \lambda_{04} = \frac{\sqrt{\alpha_z^2 + \beta_z^2}}{2\pi} \left[\Phi_0 \left(\frac{m_y + b}{\sigma_y} \right) - \Phi_0 \left(\frac{m_y - b}{\sigma_y} \right) \right] \times \exp \left(-\frac{a^2}{2\sigma_z^2} \right). \quad (4.23)$$

В выражениях (4.21) – (4.23)

$$\Phi_0(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x e^{-\frac{\tau^2}{2}} d\tau \quad - \text{ функция Лапласа;}$$

$$\sigma_y^2 = \sigma_{y_1}^2 + \sigma_{y_2}^2; \quad \sigma_z^2 = \sigma_{z_1}^2 + \sigma_{z_2}^2.$$

Математическое ожидание опускания следа m_y при временной дистанции меньше 40 с можно определить по (4.16). Среднеквадратические отклонения ведомого $\sigma_{y_2}^2$ и $\sigma_{z_2}^2$ и следа ведущего $\sigma_{y_1}^2$ и $\sigma_{z_1}^2$ зависят от точности пилотирования и состояния атмосферы, а коэффициенты α и β корреляционной функции (4.17) – еще и от манеры пилотирования.

Для спокойной атмосферы и тех случаев, когда пилотирование не зависит от ведущего, можно приближенно полагать

$$\alpha_y = \alpha_{y_1} = \alpha_{y_2}; \quad \alpha_z = \alpha_{z_1} = \alpha_{z_2};$$

$$\beta_y = \beta_{y_1} = \beta_{y_2}; \quad \beta_z = \beta_{z_1} = \beta_{z_2}.$$

Эти допущения были использованы при записи формул (4.21) – (4.23).

Вероятности непарирования летчиком последствий попадания в след через каждую из его сторон (s_1, s_2, s_3, s_4) могут быть найдены статистическим моделированием с использованием модели действий летчика и модели реального случайного входа. Для истребителей модель действий летчика совпадает с моделью, рассмотренной при отказах техники.

В некоторых случаях (полеты на предельно малых высотах, на взлете, при посадке и др.) воздействие следа настолько опасно, что можно положить $s_i = 1,0$. Тогда уровень риска определяется как вероятность попадания в след по выражению (4.20), где

$$\lambda_{00} = \lambda_{01} + \lambda_{02} + \lambda_{03} + \lambda_{04}. \quad (4.24)$$

4.5. МЕРОПРИЯТИЯ ПО ПОВЫШЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ, ОПРЕДЕЛЯЕМОЙ ВОЗДЕЙСТВИЕМ СПУТНОГО СЛЕДА

Для повышения безопасности полетов, определяемой воздействием спутного следа, применяются средства и реализуются мероприятия, снижающие интенсивность следа и вероятность попадания в него и повышающие вероятность парирования его воздействий.

Реализацию первого пути можно обеспечить применением специально профилированных малых концевых аэродинамических поверхностей, установленных под местным углом обтекания. Такие поверхности не только способствуют более быстрому разрушению спутного следа снижением напряженности концевого вихря, но одновременно и повышают аэродинамическое качество крыла, так как уменьшают до 30% индуктивное сопротивление. Исследования показали, что с учетом массовых характеристик наилучшими из них являются:

два больших разведенных по высоте пера (рис. 4.20, а);

отогнутые вверх и развернутые по размаху под углом, примерно равным 8...10 град, небольшие законцовки крыла (рис. 4.20, б).

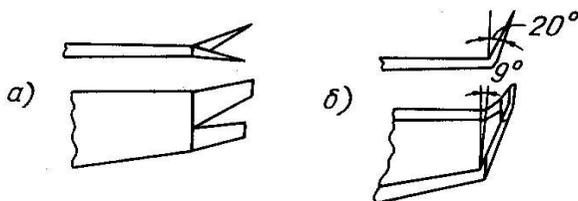


Рис. 4.20

Для уменьшения вероятности попадания самолета в спутный след необходимо установление между самолетами интервалов, дистанций и превышений, обеспечивающих заданный уровень безопасности полета, а в некоторых случаях и обеспечение "видимости" следа.

Обеспечение "видимости" следа достигается использованием технических средств, позволяющих обнаружить вихревые жгуты, а также визуализацией спутного следа с помощью специальных оптически контрастных веществ, вводимых в топливо двигателя или выдуваемых в районе задней кромки крыла в необходимых по услови-

ям БзП случаях (например, при дозаправке топливом в воздухе, при посадке).

Мероприятия по парированию последствий спутного следа можно разделить на организационные и технические.

Организационные мероприятия проводятся перед групповыми полетами или перед интенсивными полетами самолетов в районе аэродрома. Они заключаются в разъяснении летному составу основных параметров спутного следа данного типа самолета и рекомендуемых действий при попадании самолета в след. Как показано на рис. 4.21 (Δt_3 – временной интервал между самолетами), на тяжелых самолетах типа Ил-76 вмешательство летчика в управление для

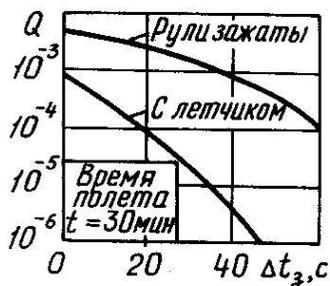


Рис. 4.21

стабилизации заданного режима полета (например, нулевого угла крена) существенно повышает безопасность полета в спутном следе по сравнению с полетом с зажатыми рулями (уменьшается вероятность превышения предельных значений углов крена и нормальной перегрузки).

Технические мероприятия предусматривают использование

различных систем, парирующих возмущающие воздействия спутного следа. К таким системам прежде всего относятся системы автоматического управления (САУ) и системы активного управления. Исследования показывают, что САУ, включенная в режим стабилизации углов, при попадании самолета в след существенно повышает вероятность парирования его последствий $r_i = 1 - s_i$. Физически это можно объяснить тем, что при пересечении следа с включенной САУ (особенно с астатическим законом) уменьшается время действия непарированных возмущающих моментов.

Включенная САУ наиболее существенно повышает безопасность полета строем в рассредоточенных боевых порядках, когда ведомым задано превышение над ведущим более 50...100 м. В этих случаях САУ не только увеличивает вероятности r_i , но и снижает веро-

ятность попадания самолета в след за счет более точного, по сравнению с летчиком, выдерживания заданных параметров строя.

Наиболее перспективным направлением по парированию последствий воздействия спутного следа является применение активных систем управления, позволяющих не только выдерживать заданные угловые и траекторные параметры полета, но и существенно повысить на основе использования новых форм движения маневренные возможности самолета, комфорт экипажа (снизить психофизиологическую нагрузку на экипаж) при попадании самолета в спутный след.

**Раздел II. ОРГАНИЗАЦИОННО-МЕТОДИЧЕСКИЕ
И ТЕХНИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ
ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ**

**Глава 5. СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ
БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ**

**5.1. СОСТАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ
ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ
И ЕЕ ОРГАНИЗАЦИОННАЯ СТРУКТУРА**

Безопасность полетов – один из важнейших комплексных показателей качества функционирования авиационной системы.

Для управления уровнем БзП на всех этапах жизненного цикла ЛА необходима система обеспечения БзП, позволяющая организационно, методически и технически увязывать весь комплекс работ по обеспечению БзП для достижения ее заданного уровня.

В военной авиации сформирована такая система, которая включает:

- концепцию предотвращения авиационных происшествий;
- полный перечень требований к характеристикам ЛА, его системам, оборудованию и вооружению, в том числе общие и специальные требования по БзП;
- строгую регламентацию нормирования уровня БзП, проектирования, постройки, испытаний и принятия на вооружение авиационной техники;
- систему технической эксплуатации с приложением регламентирующей документации для каждого типа ЛА;
- систему информационного обеспечения БзП;
- систему расследования авиационных происшествий и инцидентов, а также разработку мероприятий по их предупреждению;
- комплексную программу обеспечения БзП как составной части комплексной программы БНКТ (безопасности, надежности, контро-

лепригодности, эксплуатационной и ремонтной технологичности);
систему органов БзП;
систему подготовки кадров по вопросам БзП в ВУЗах ВВС;
систему научных исследований по вопросам безопасности полетов в НИУ и ВУЗах ВВС.

Действующая система обеспечения безопасности полетов сочетает два подхода. Первый подход основан на нормировании действий, которые должны предприниматься повсеместно для достижения заданного уровня БзП при проектировании, производстве, испытаниях, эксплуатации и техническом обслуживании, включая управление воздушным движением и аэродромное обеспечение. Реализация указанного подхода осуществляется на основе соответствующих нормативных документов. Второй подход основан на проведении предупредительных мероприятий для поддержания установленного уровня безопасности полетов.

Система обеспечения безопасности по этапам жизненного цикла ЛА представляет собой многоуровневую иерархическую систему, включающую в себя различные организации, такие, например, как МО РФ, авиационная промышленность, между которыми должно быть четкое и эффективное взаимодействие на протяжении всего жизненного цикла ЛА. Основой такой системы является комплексная программа обеспечения безопасности полетов как составная часть комплексной программы обеспечения надежности, контролепригодности, эксплуатационной и ремонтной технологичности (КП БНКТ). Для всех стадий жизненного цикла ЛА комплексная программа БНКТ для своей реализации имеет соответствующее нормативно-методическое обеспечение в виде норм, руководств, наставлений и т.д.

На рис.5.1 представлена схема организационной структуры системы обеспечения безопасности полетов. С целью повышения эффективности комплексной программы должно быть предусмотрено создание АСУ БзП, основной задачей которой является реализация основных принципов целевого управления системой обеспечения безопасности полетов. АСУ БзП должна обеспечить сбор, учет и накопление информации по авиационным происшествиям, инцидентам, опасным факторам, ее обработку и кодирование, оперативный контроль и оценку фактического уровня БзП, сравнения его с задан-

ным, прогнозирование безопасности полетов. Вся эта информация посредством АСУ должна подаваться как в административные органы, так и во все другие заинтересованные организации, в том числе научно-исследовательские учреждения в МО РФ и авиационной промышленности, для дальнейшего ее исследования, анализа и принятия решений по разработке мероприятий, направленных на предотвращение авиационных происшествий и дальнейшее повышение уровня БзП.

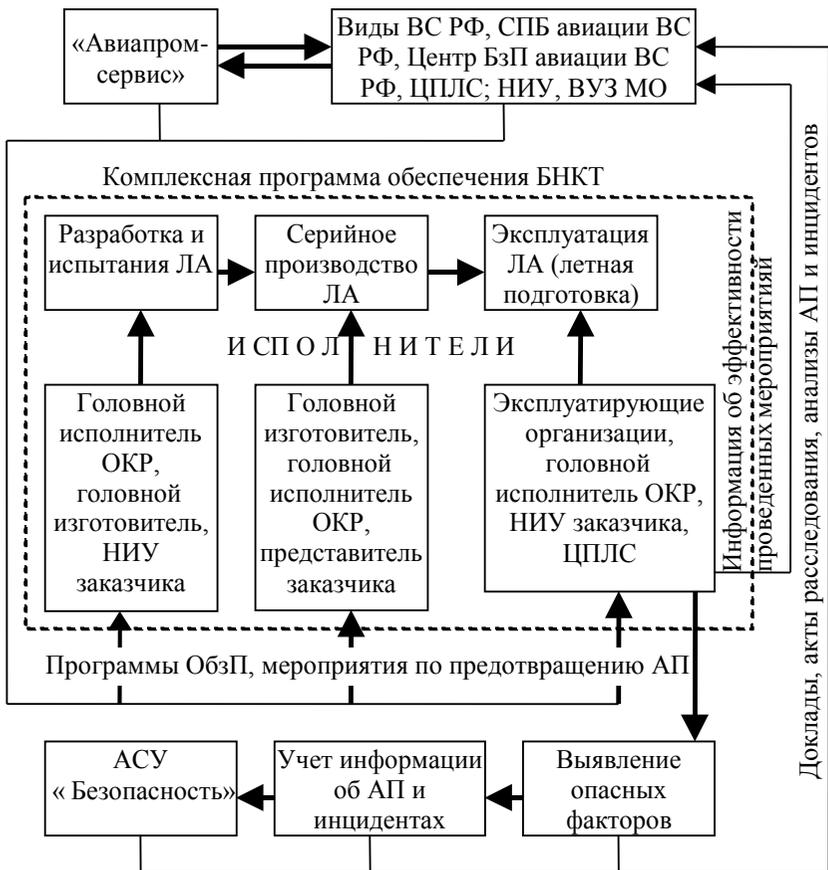


Рис. 5.1

5.2. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ КОНЦЕПЦИИ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ

Концепция представляет собой систему основополагающих взглядов и принципов деятельности по предотвращению АП в авиации МО, являющуюся составной частью общей теории обеспечения БзП. Реализация ее концептуальных положений на практике в значительной степени предопределяет эффективность всей работы по обеспечению БзП и снижению аварийности в авиации.

Основные положения концепции сводятся к следующему:

1. Объектом исследований и воздействия в целях предотвращения АП является авиационная система. В качестве первичного звена авиационной системы рассматривается совокупность ЛА–летный экипаж–силы и средства обеспечения полета, объединенные полетным заданием.

2. Безопасность полетов обеспечивается надежным функционированием и устойчивым взаимодействием всех элементов авиационной системы, четкой организацией и высокой дисциплиной летной работы и достигается при полном учете условий организации, обеспечения, управления и выполнения полетов.

3. Вся деятельность авиации строится на законах, отраженных в соответствующих документах. Нормативное обеспечение БзП представляет собой организационно-правовую основу безаварийной летной работы.

4. Фатальной неизбежности АП не существует. Невозможно что-либо изменить в совершившемся АП, но не допустить повторного проявления его причин человек может и должен.

5. Деятельность по предотвращению АП – составная часть в работе по обеспечению БзП. Она заключается в активном поиске опасных факторов и их безусловном устранении или принятии мер по уклонению от них.

6. Необходимость интенсификации работы по предотвращению АП обусловлена достижением предела эффективности ранее принимаемых мер обеспечения БзП, о чем свидетельствует стабилизация уровня аварийности.

7. Основными принципами, определяющими действенность работы по предотвращению АП, являются:

научность и обоснованность, глубокий диалектический анализ причинно-следственных связей известных факторов и элементов авиационной системы;

принципиальность и объективность при выявлении и анализе опасных факторов;

обязательность, конкретность и целенаправленность мер профилактики, их всестороннее обеспечение;

своевременность и периодическое повторение мероприятий по предотвращению АП;

систематичность, полный охват элементов авиационной системы, законченность принимаемых мер;

совершенствование методов, способов и принципов работы по предотвращению АП;

личное участие и примерность руководящего состава в проведении работы по предотвращению АП, в соблюдении установленных порядка и правил полетов;

постоянная оценка эффективности проводимой работы.

8. Меры предотвращения АП принимаются по всем выявленным опасным факторам (причинам) независимо от их кажущейся значимости.

9. Недостатки, допущенные при создании авиационной техники и при разработке нормативных документов, являются источниками опасных факторов.

10. Приоритет направленности мер предотвращения АП – на человеческий и личностный факторы.

11. Наказание за ошибку не является средством предотвращения АП, но создает иллюзию принятых мер, травмирующих психику людей. Угроза наказания не способствует своевременному выявлению опасных факторов и предотвращению АП.

12. Оценка эффективности принимаемых мер предотвращения АП осуществляется постоянно. Критерием оценки является устранение конкретных опасных факторов, их отсутствие или значительное снижение частоты проявления.

13. Внедрение системы добровольных сообщений по безопасности полетов является эффективным средством предотвращения АП. Ее цель – объединить усилия авиационных специалистов и поощрять представление о всех реальных или потенциальных опасностях, с

которыми они встречаются в своей деятельности.

14. Меры предотвращения АП реализуются через соответствующие программы.

15. Управление системой предотвращения АП – прерогатива авиационного командования. Управление реализуется через нормативные документы, программы и директивные указания.

5.3. НОРМИРОВАНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Управление уровнем безопасности полетов на всех стадиях жизненного цикла ЛА невозможно без нормирования этого уровня, то есть задания требований к его количественной характеристике.

В основу нормирования положен принцип реальной достижимости заданной нормы безопасности полетов, которая может быть обеспечена состоянием науки и техники, развитием технологии авиастроения, профессионализмом авиационных специалистов и располагаемыми материальными ресурсами.

Основная задача нормирования – обеспечить поступление в авиационные части летательных аппаратов с заданным уровнем БзП. При этом на этапе проектирования требуемый уровень БзП закладывается, при постройке ЛА обеспечивается, а на этапе эксплуатации – не только поддерживается, но и повышается. ЛА создается с учетом удовлетворения специальным требованиям, изложенным для летательных аппаратов военного назначения в тактико-технических требованиях, а для ЛА гражданской авиации – в нормах летной годности.

Можно выделить два подхода к нормированию уровня безопасности полетов:

1. Нормирование особых ситуаций и частот их возникновения.

Принцип нормирования заключается в следующем: отрицательные последствия опасного фактора задаются качественно – особыми ситуациями, а возможность их возникновения – количественно – вероятностями (частотами) возникновения на 1 час полета, при этом чем опаснее ситуация, тем меньше допустимая вероятность ее возникновения.

Напомним, что особые ситуации по степени их опасности разде-

ляются на усложнение условий полета, сложную, аварийную и катастрофическую ситуации.

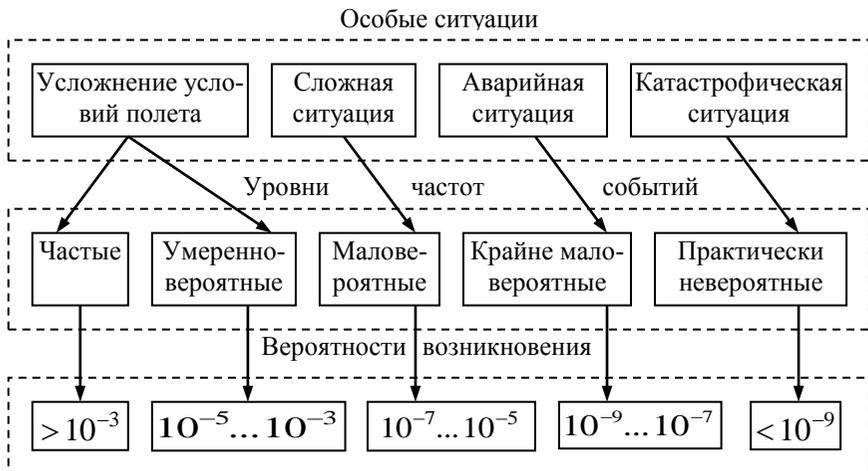


Рис.5.2

С точки зрения возможностей возникновения особых ситуаций принято выделять пять основных уровней частоты событий. Соотношение между особыми ситуациями и этими уровнями частоты показано на рис. 5.2.

Уровни частоты событий соответствуют следующей повторяемости:

умеренно вероятные события могут не встретиться на каждом ЛА данного типа, но на отдельных ЛА могут встретиться несколько раз за ресурс;

маловероятные события могут встретиться несколько раз в парке ЛА данного типа за их общее время эксплуатации;

крайне маловероятные события могут не произойти за время эксплуатации всего парка ЛА данного типа, но они все же должны рассматриваться как возможные;

практически невероятные события настолько невероятны, что их не следует рассматривать как возможные.

Изложенный способ нормирования уровня реализуется для ЛА гражданской авиации. Недостаток его состоит в том, что уровень

БзП непосредственно количественно не нормируется.

2. Нормирование количественных значений показателей безопасности полетов.

При таком подходе уровень БзП задается количественно конкретными показателями. Нормирование при этом может осуществляться в различной форме. Например, в форме ограничения числа АП за заданный суммарный налет, как это реализовано на истребителе F-15 – не более 8 АП на каждые 100 тысяч часов налета к моменту достижения суммарного налета 200 тысяч часов; заданием уровня риска на 1 час полета, как это реализовано для самолета "Конкорд" – вероятность катастрофы из-за нарушения норм летной годности 10^{-7} на 1 час полета.

Для изделий авиационной техники нормируют и контролируют показатели БзП, обусловленные только конструктивными и производственными недостатками. Порядок нормирования показателей БзП и их контроля на различных этапах жизненного цикла ЛА регламентируется стандартом ГОСТ В20570–88. Для групп и подгрупп изделий авиационной техники нормированные значения показателей БзП регламентированы нормами БНКТ (безопасности полетов, надежности, контролепригодности, эксплуатационной и ремонтной технологичности). Для вновь разрабатываемого ЛА нормативные значения показателей БзП устанавливают в тактико-техническом задании (ТТЗ) исходя из требуемых значений показателей боевой эффективности и боеготовности с учетом норм БНКТ, особенностей применения и условий эксплуатации, достигнутого и прогнозируемого уровня показателей БзП отечественных изделий авиационной техники и зарубежных аналогов.

В общем случае при учете оговоренных выше условий нормативные значения показателей БзП, устанавливаемые в ТТЗ и в нормах БНКТ, могут отличаться друг от друга. При разработке ТТЗ должен соблюдаться принцип опережающего нормирования. Это означает, что для вновь создаваемого ЛА требуемый уровень БзП должен быть выше, чем достигнутый у аналогичных образцов, находящихся в эксплуатации, при этом величина нормативных показателей БзП зависит от календарного времени начала разработки ЛА. Поясним это графически. Для ЛА-аналога известен график зависи-

мости показателя БЗП, например $T_{АП}$, по годам эксплуатации (рис.5.3, сплошная линия). Этот график экстраполируется на период 1–2, определяемый временем проектирования, постройки и испытаний нового ЛА. В качестве нормируемого значения показателя $T_{АП}$ задается определенный таким образом средний налет $T_{АПн}$. Он должен быть не меньше установленного для данного года начала разработки ЛА.

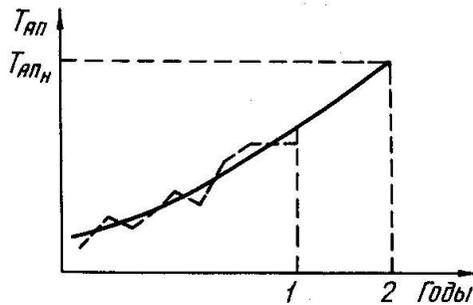


Рис. 5.3

Требования к уровню БЗП в целом задаются в ТТЗ в форме: отсутствия АП с определенной контрольной вероятностью P_k в течение первоначального заданного налета $t_{\Sigma 1}$;

среднего налета на одно АП $T_{АП}$ на определенный год эксплуатации (налет $t_{\Sigma 2} > t_{\Sigma 1}$), который должен быть не меньше установленной величины $T_{АП3}$.

В предположении пуассоновского потока АП будет справедливо:

$$P_k = e^{-\lambda_{\text{доп}} t_{\Sigma 1}}, \quad (5.1)$$

где $\lambda_{\text{доп}}$ — допустимая интенсивность АП, определяемая

$$\lambda_{\text{доп}} = -\frac{\ln P_k}{t_{\Sigma 1}}. \quad (5.2)$$

Учитывая, что $\lambda = \frac{1}{T_{АП}}$, имеем $\lambda_{\text{доп}} = Q_3$, где Q_3 — заданный

уровень риска на 1 час полета, определяющий отправную норму уровня БзП при проектировании ЛА.

Методика контроля показателей БзП на стадии эксплуатации рассмотрена в главе 9.

5.4. КОМПЛЕКСНАЯ ПРОГРАММА ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Комплексная программа обеспечения безопасности полетов является составной частью комплексной программы обеспечения БНТК, требования к которой определены стандартом ГОСТ В20436–88. Это документ, определяющий содержание, сроки выполнения и исполнителей работ, направленных на выполнение заданных требований по БНКТ ЛА на этапах его разработки, производства и эксплуатации.

Комплексную программу разрабатывают с целью повышения эффективности и качества работ по обеспечению БНТК ЛА посредством:

своевременной реализации в полном объеме установленного перечня работ по обеспечению БНТК;

поэтапного контроля выполняемых работ и оценки соответствия установленным требованиям показателей БНТК; необходимой корректировки и конкретизации содержания, объемов и сроков выполнения работ по обеспечению БНТК с учетом результатов работ предыдущих этапов стадий разработки, производства и эксплуатации.

Программа разрабатывается в целом по ЛА, двигателю и составным частям ЛА.

Основная направленность работ в рамках комплексной программы по этапам жизненного цикла ЛА сводится к следующему:

1. Выполнение аванпроекта:

анализ уровней БзП ЛА–аналогов и прототипов;

выбор и оценка путей обеспечения требований по БзП.

2. Разработка эскизного проекта:

анализ возможных особых ситуаций в полете, ожидаемой частоты их проявления, степени их опасности;

разработка технических решений по предупреждению (или уменьшению вероятности) возможных особых ситуаций и уменьшению степени их опасности;

предварительный расчет уровня безопасности полетов ЛА, оценка его соответствия требованиям, установленным в ТТЗ.

3. Разработка технического проекта (макета):

разработка технических средств уменьшения степени опасности возможных отказов функциональных систем ЛА;

разработка и совершенствование базы натуральных и полунатурных исследований и испытаний, необходимой для обработки и оценки безопасности полетов ЛА;

разработка перечня функциональных отказов, степень опасности которых должна проверяться на стендах, тренажерах и летающих лабораториях в летно-конструкторских и государственных испытаниях;

оценка степени опасности функциональных отказов в экспериментальных исследованиях на пилотажных стендах, моделирующих комплексах и др.;

уточнение результатов расчета ожидаемого уровня безопасности полетов, оценка его соответствия ТТЗ;

разработка технологической документации по изготовлению, сборке и испытаниям узлов, механизмов, агрегатов, отказы которых вызывают сложные, аварийные и катастрофические ситуации.

4. Летно-конструкторские испытания:

определение предельных значений параметров с целью установления эксплуатационных ограничений;

экспериментальная проверка рекомендаций летчику по действиям в особых ситуациях полета;

предварительная оценка эффективности технических средств, уменьшения степени опасности возможных отказов функциональных систем;

оценка соответствия уровня безопасности полета заданным требованиям, отработка таблицы соответствия общим тактико-техническим требованиям по безопасности полетов.

5. Государственные испытания:

экспериментальная проверка опытных образцов технических средств уменьшения степени опасности отказов функциональных

систем ЛА, ошибок летчика и опасных внешних воздействий;

оценка степени опасности возможных отказов функциональных систем ЛА и разработка рекомендаций экипажу по действиям в особых случаях полета;

оценка соответствия ЛА и его систем специальным требованиям по безопасности полетов;

оценка соответствия уровня безопасности полетов ЛА заданным требованиям.

6. Серийное производство:

отработка рабочей конструкторской и разработка технологической документации на изготовление, сборку и испытания сборочных единиц и деталей, отказы которых приводят к сложным, аварийным и катастрофическим ситуациям;

организация входного контроля применяемых материалов, полуфабрикатов и комплектующих изделий;

организация контроля сборочных единиц и деталей, отказы которых приводят к сложным, аварийным и катастрофическим ситуациям;

анализ причин опасных отказов, возникающих в процессе испытаний и выявленных при эксплуатации ЛА, разработка мероприятий по устранению причин отказов и оценка их эффективности.

7. Войсковые испытания:

разработка раздела программы войсковых испытаний в части проверки эффективности проведенных мероприятий и технических решений по обеспечению безопасности полетов ЛА;

разработка и проведение мероприятий по устранению выявленных при войсковых испытаниях недостатков, снижающих уровень безопасности полетов ЛА, уточнение эксплуатационной документации по обеспечению безопасности полетов;

составление перечня эргономических недостатков ЛА, разработка и проведение мероприятий по устранению выявленных недостатков.

8. Эксплуатация:

сбор и систематизация информации о возникших отказах и особых ситуациях в полете из-за конструктивных и производственных недостатков, об ошибках летного и инженерно-технического состава

ва, обусловленных несовершенством ЛА и его систем, доведение этой информации до головного исполнителя опытно-конструкторских работ;

разработка требований к уровню специальной подготовки летного и инженерно-технического состава и персонала служб обеспечения полетов для обеспечения безопасности полетов нового ЛА;

изучение и анализ авиационных происшествий, инцидентов, выявление их причин;

разработка мероприятий по предупреждению отказов функциональных систем ЛА, а также ошибок летного и инженерно-технического состава, обусловленных несовершенством ЛА и приведших к авиационным происшествиям и инцидентам;

оценка эффективности мероприятий по предотвращению опасных отказов;

периодическая оценка достигнутого уровня безопасности полетов ЛА.

Контрольными этапами, по завершении которых оценивают результаты работ по обеспечению БНТК ЛА на стадии разработки, является разработка эскизного проекта, разработка технического проекта (макета) летно-конструкторские испытания, государственные испытания.

Результаты выполнения работ по обеспечению БНТК и эффективность проведенных мероприятий оценивают ежегодно на основании отчетной документации, предусмотренной в комплексной программе обеспечения БНТК.

5.5. ОРГАНЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ АВИАЦИИ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

К органам безопасности полетов относятся:

Служба безопасности полетов авиации Вооруженных Сил Российской Федерации (СБП авиации ВС РФ);

службы безопасности полетов авиации видов ВС;

службы безопасности полетов объединений и соединений авиации видов ВС;

службы безопасности полетов центров боевого применения, цен-

тров подготовки летного состава, летно-испытательного центра и военных авиационных институтов;

Центр безопасности полетов авиации ВС РФ;

научно-исследовательские лаборатории и отделы высших военно-учебных заведений, центров, научно-исследовательских организаций, основным направлением деятельности которых является обеспечение безопасности полетов;

начальники служб безопасности полетов отдельных авиационных частей, заместители командиров частей по безопасности полетов, где они предусмотрены штатами.

Общими для всех органов безопасности полетов с учетом уровня их компетенции являются:

выявление, учет и анализ опасных факторов, которые могут стать причинами авиационных происшествий, подготовка самостоятельно и совместно с другими органами военного управления предложений по их устранению (локализации, ослаблению влияния) или уклонению от них;

оценка состояния безопасности полетов и обеспечение командования и личного состава авиационных частей, соединений и объединений исчерпывающей и объективной информацией по этим вопросам;

разработка (участие в разработке) программ предотвращения авиационных происшествий и предложений по мерам безопасности полетов;

контроль за исполнением требований документов, регламентирующих правила полетов и подготовки к ним, реализацией программ предотвращения авиационных происшествий и соблюдением установленных мер безопасности полетов;

принятие мер по пресечению нарушений и устранению выявленных недостатков в организации, выполнении и обеспечении полетов;

участие в разработке нормативных документов по организации, проведению и обеспечению летной подготовки и безопасности полетов;

расследование (участие в расследовании) авиационных происшествий и инцидентов;

контроль и оказание помощи в исполнении рекомендаций по результатам расследования авиационных происшествий и инцидентов;

методическое обеспечение и контроль за подготовкой личного состава по вопросам обеспечения безопасности полетов, проведение специальных занятий и доведение информационных материалов;

своевременное представление объективной и полной информации (докладов) в вышестоящие службы безопасности полетов;

взаимодействие с организациями, проводящими исследования по проблемам безопасности полетов и осуществляющими разработку и изготовление авиационной техники;

участие в изучении, обобщении и пропаганде положительного опыта работы по предотвращению авиационных происшествий.

Высшим органом военного управления, организующим в авиации ВС РФ деятельность, направленную на предотвращение АП, разработку профилактических мероприятий и координацию работы по обеспечению БЗП, является СБП авиации ВС РФ. Она взаимодействует со всеми видами ВС, другими силовыми министерствами и ведомствами, эксплуатирующими АТ военного назначения, учебными заведениями, научно-исследовательскими институтами, предприятиями военно-промышленного комплекса.

методическое обеспечение и контроль за подготовкой личного состава по вопросам обеспечения безопасности полетов, проведение специальных занятий и доведение информационных материалов;

своевременное представление объективной и полной информации (докладов) в вышестоящие службы безопасности полетов;

взаимодействие с организациями, проводящими исследования по проблемам безопасности полетов и осуществляющими разработку и изготовление авиационной техники;

участие в изучении, обобщении и пропаганде положительного опыта работы по предотвращению авиационных происшествий.

Высшим органом военного управления, организующим в авиации ВС РФ деятельность, направленную на предотвращение АП, разработку профилактических мероприятий и координацию работы по обеспечению БзП, является СБП авиации ВС РФ. Она взаимодействует со всеми видами ВС, другими силовыми министерствами и ведомствами, эксплуатирующими АТ военного назначения, учебными заведениями, научно-исследовательскими институтами, предприятиями военно-промышленного комплекса.

Глава 6. БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

6.1 ХАРАКТЕРИСТИКА ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ

Особые ситуации (ОС) очень многообразны как с точки зрения характера воздействия на функционирование контура «летчик–самолет», так и по своему воздействию на психику человека, то есть по уровню информативности тех сигналов, которые поступают к летчику в момент возникновения особой ситуации.

Особая ситуация вызывает два уровня ответных реакций летчика: приспособительно-защитные реакции (рефлекторные) и сложные интеллектуальные действия, связанные с оценкой обстановки, с обеспечением процесса распределения внимания между контролем за текущим состоянием ЛА и его систем и за выработкой новой, незапланированной, схемы действий, прогнозирования развития особой ситуации.

Особая ситуация по своей природе – психогенное воздействие. Адресуется она, главным образом, психике человека и зависит от его психического состояния, то есть одинаковая по своему содержанию особая ситуация может совершенно по-разному восприниматься различными летчиками.

Летчик противопоставляет воздействию особой ситуации психическую готовность, которая складывается из двух составляющих:

психологической устойчивости, обусловленной состоянием организма;

психической устойчивости, обусловленной профессиональной подготовкой и общим уровнем психических качеств личности.

Поскольку на многоместных ЛА весь экипаж попадает под воздействие особой ситуации и борется с ней, то далее используется понятие "оператор".

Под оператором будем понимать членов экипажа ЛА. При управлении ЛА и его системами оператор, наряду с основными функциями по реализации полетного задания, выполняет роль эргатического резерва по обеспечению безопасности полета.

Деятельность оператора при возникновении особой ситуации сводится к четырем последовательно реализуемым этапам (рис. 6.1).



Рис. 6.1

На первом этапе в особой ситуации имеют место следующие особенности:

переход от количественного чтения приборной информации к качественному;

пропуск полезных сигналов из-за повышенной концентрации внимания на других объектах;

искажения восприятия полезных сигналов, которые характеризуются:

а) восприятием ожидаемого сигнала вместо реального при неправильной оценке ситуации;

б) неправильной оценкой воспринятого сигнала вследствие неоднозначности ситуации.

Успешность восприятия информации будет зависеть, в частности, от того, насколько поступающие сигналы выполняют следующие функции:

привлекут внимание к особой ситуации;

обеспечат понимание причин случившегося;

будут способствовать исключению ошибочных действий при переходе от текущей деятельности к парированию ОС.

Прием информации об ОС начинается с привлечения внимания к новому раздражителю. Аварийный сигнал, как правило, появляется неожиданно. Оператор в момент поступления сигнала занят работой, требующей визуального и слухового контроля и поглощающей его внимание, поэтому на борту ЛА требуется наличие устройств, обес-

печивающих высокий привлекающий эффект.

При этом выдача сигнала по принципу «ярче, громче, сильнее», оказалось ошибочной, так как прекращает текущую деятельность оператора, однако не включает те сложные механизмы, которые обеспечивают новую деятельность.

Другими словами, такой сигнал не учитывает взаимосвязь и неразрывность процессов приема информации и ее переработки.

В ряде случаев появление такого сигнала до восприятия индицируемых параметров рассогласования с номинальными значениями вызывает наступление особого психического состояния – коллизии представлений, сопровождаемой ошибкой восприятия. Такое состояние сопровождается импульсивными двигательными реакциями, различного рода пробными движениями и т.п.

На втором этапе в деятельности оператора превалируют уже элементы анализа фактической информации, полученной от объекта управления или процесса, сравнения ее с информацией, принятой за номинальную для заданного режима функционирования ЛА и его систем. На данном этапе осуществляется:

1. Выборка оператором из памяти номинальных значений контролируемых параметров $X_{ин}$ в пределах ограниченного интервала времени $\tau_{доп}$.

2. Сравнение фактических X_i и номинальных значений $X_{ин}$ контролируемых параметров вектора состояния x и определение величины и знака отклонения фактических значений от номинальных:

$$X_i - X_{ин} \leq \Delta X_{идоп}, \text{sign} \Delta X_{идоп}, i = 1, \dots, n.$$

3. Оценка темпа изменения контролируемых параметров (производных) и оценка их отклонений от номинальных:

$$\dot{X}_i - \dot{X}_{ин} \leq \Delta \dot{X}_{идоп}.$$

Сложность работы оператора на данном этапе определяется количеством контролируемых параметров, по совокупности значений которых делается заключение о состоянии объекта и его систем, то есть размерностью множества

$$S = \{\Delta X, \Delta \dot{X}, \text{sign} \Delta X\}.$$

Трудно реализуемыми на практике являются такие процедуры, как своевременный и правильный выбор из памяти нужной информации, характеризующей номинальный процесс управления; оценка сложившейся ситуации, реализуемая на основе сравнения совокупности признаков с соответствующей областью их ограничений.

На третьем этапе оператором осуществляется принятие решения о характере управляющего воздействия U_i , которое необходимо реализовать в сложившейся обстановке. Данный этап формально может быть описан следующим образом:

$$\begin{aligned}
 U_1 \text{ при } S &= S_1 \{ \Delta X, \Delta \dot{X}, \text{sign } \Delta X \}; \\
 U_2 \text{ при } S &= S_2 \{ \Delta X, \Delta \dot{X}, \text{sign } \Delta X \}; \\
 &\dots\dots\dots \\
 U_m \text{ при } S &= S_m \{ \Delta X, \Delta \dot{X}, \text{sign } \Delta X \},
 \end{aligned}$$

то есть по каждому состоянию объекта S_i оператор должен иметь соответствующее решение U_i , $i = 1, \dots, m$, представляющее собой последовательность его действий по локализации особой ситуации.

Трудность данного этапа заключается в необходимости запоминания большого числа пар $S - U$ (состояние–решение), ограниченности времени на принятие решения в особых ситуациях.

При возникновении непредвиденного состояния S_{m+1} оператор испытывает серьезнейшие затруднения в принятии решения. В этом случае он либо бездействует, либо принимает неверное решение, либо осуществляет последовательность пробных воздействий, выбирая наиболее приемлемое. Для локализации таких ситуаций необходимо использование систем с элементами искусственного интеллекта, способных генерировать новые решения.

На четвертом этапе осуществляется реализация управляющего воздействия или комплекса управляющих воздействий. Он является заключительным, и при его ошибочной или несвоевременной реализации сводится на нет вся предыдущая деятельность оператора.

Трудности реализации данного этапа: оператор может не найти необходимый переключатель, кнопку, рычаг управления; не иметь возможности дотронуться до него при воздействии знакоперемен-

ных перегрузок и угловых ускорений; ошибочно воздействовать на другой, рядом стоящий рычаг или переключатель; не соразмерить усилия и перемещения рычагов управления с потребными и т.д. Возникающие трудности усугубляются стрессовым состоянием человека в особых ситуациях.

На основании вышеизложенного на борту ЛА желательно иметь систему обеспечения безопасности полетов, отвечающую следующим требованиям:

выдавать сигналы с высоким привлекающим эффектом в целях своевременного оповещения летчика о возникновении особой ситуации;

обеспечивать точную оценку фактических значений контролируемых параметров, хранение их номинальных значений, сравнение фактических значений и номинальных. Такая задача может быть реализована бортовыми вычислителями, которые обладают большой памятью и быстродействием;

иметь в своем составе модули, построенные с использованием элементов искусственного интеллекта, способные генерировать решения по выходу из особой ситуации;

иметь специальные исполнительные устройства, позволяющие эффективно осуществлять заданную последовательность управляющих воздействий.

6.2. НАЗНАЧЕНИЕ, КЛАССИФИКАЦИЯ И ТИПОВОЕ ПОСТРОЕНИЕ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Под бортовыми системами обеспечения безопасности (БСОБ) полетов понимаются технические системы, специально предназначенные для предотвращения нарушений функционирования подсистемы «летчик–ЛА», приводящих к особым ситуациям, а также парирующие последствия неблагоприятного развития таких ситуаций, обеспечивая перевод объекта из более опасных ситуаций в менее опасные или в нормальную ситуацию. Функции БСОБ могут выполнять и штатные системы самолета, имеющие специальные режимы функ-

ционирования.

Целевая направленность БСОБ определяется особенностями тех особых ситуаций, которые должны быть предотвращены. Наиболее важными являются БСОБ, предназначенные для предотвращения катастрофических и аварийных ситуаций.

На рис. 6.2 представлена схема, иллюстрирующая предназначение БСОБ. В ее узлах представлены полетные ситуации: катастрофическая (КС), аварийная (АС), сложная (СС), усложненные условия полета (УУП), нормальная (НС). Стрелками показано воздействие БСОБ.

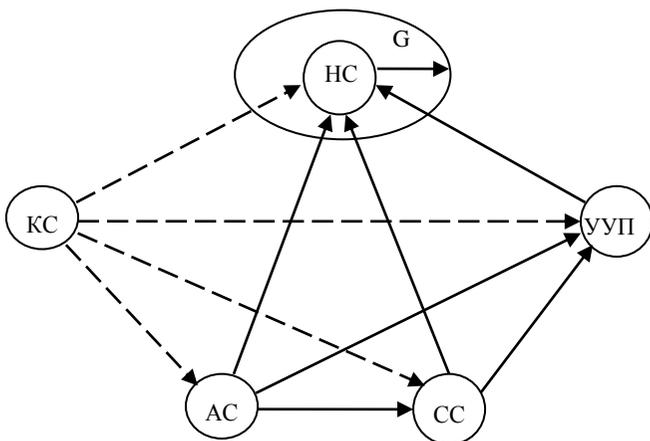


Рис. 6.2

Стрелки, выходящие из состояния ШС и натыкающиеся на границу эксплуатационной области G , соответствуют функции БСОБ предотвращения нарушения режимов нормального функционирования ЛА и его систем. Остальные стрелки соответствуют воздействию БСОБ в плане парирования последствий появившихся особых ситуаций. Установка БСОБ на эксплуатируемые в настоящее время летательные аппараты принципиально изменяет содержание особых ситуаций (ОС). Полетные ситуации, относящиеся к таким ОС, как, например, катастрофическая, будут относиться к особым ситуациям с меньшей степенью опасности, вплоть до штатной (показано на рис.6.2 штриховыми стрелками).

Отказы БСОБ не должны приводить к движению по схеме в направлениях, обратных указанным стрелками относительно нор-

мальной ситуации. Однако статистика свидетельствует, что подобные случаи имеют место.

В качестве примеров, раскрывающих суть приведенного определения, назовем достаточно распространенные БСОБ:

система нейтрального газа – предотвращает появление особых ситуаций (пожара, взрыва) при попадании в баки снарядов;

противопожарная система – ликвидируя пожар, уменьшает опасность особой ситуации;

система ограничения углов атаки – предотвращает попадание ЛА на режим сваливания;

противоштопорные системы – обеспечивают вывод ЛА из штопорных режимов и т.д.

Используемые БСОБ характеризуются большим многообразием и могут быть классифицированы исходя из различных аспектов их рассмотрения.

В данном случае ограничимся рассмотрением следующей классификации БСОБ: по предназначению; по уровню активности.

Классификация БСОБ по предназначению (рис. 6.3). К этой группе БСОБ можно отнести:

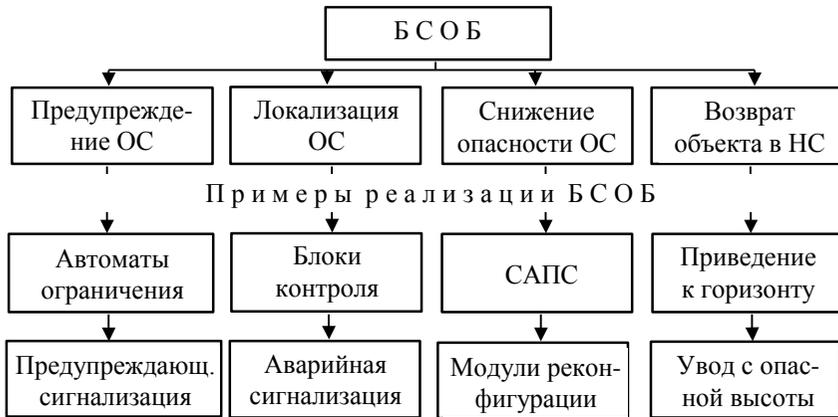


Рис. 6.3

1. БСОБ, предупреждающие появление особых ситуаций. Такие БСОБ основываются на прогнозе полетных ситуаций и выработке таких воздействий, которые препятствуют попаданию объекта на нерасчетные режимы функционирования.

Наиболее распространенными представителями данной категории БСОБ являются автоматы ограничений угла атаки и перегрузки, максимальной температуры газов перед турбиной, предельных скоростей полета и т.д. К ним также можно отнести различные виды предупредительной сигнализации, обеспечивающей информирование летчика (экипажа) о приближении значений определяющих параметров функционирования ЛА и его систем к границе эксплуатационной области.

2. БСОБ, локализирующие особую ситуацию. Они обеспечивают формирование воздействий на системы ЛА (как правило, при наличии в них повреждений или отказов) таким образом, что противодействуют перерастанию одной возникшей особой ситуации в другие, более опасные. К ним можно отнести блоки контроля САУ, обеспечивающие отключение неисправных элементов САУ и препятствующие проявлению последствий активных отказов (при этом аварийная сигнализация обеспечивает информирование летчика об отказе по действиям в ОС), систему нейтрального газа, предотвращающую взрыв или пожар в топливных баках при их боевых повреждениях.

3. БСОБ, снижающие опасность ОС. Эти БСОБ обеспечивают перевод объекта из более опасной ситуации в менее опасную. К этому классу БСОБ можно отнести функциональные системы с реконфигурацией, обеспечивающей использование оставшихся после отказов ресурсов систем для поддержания их удовлетворительного функционирования, средства аварийного покидания самолета.

4. БСОБ, обеспечивающие перевод объекта из особой ситуации в нормальную. Такие БСОБ, как правило, выполнены в виде автономных систем, либо для выполнения основных функций БСОБ используются специальные режимы функционирования основных систем ЛА. Примерами их являются автоматические системы вывода из сваливания, штопора, режимы САУ «приведение к горизонту», «увод с опасной высоты» и т.д.

Классификация БСОБ по уровню активности. Существующие БСОБ по уровню активности обычно разделяют на три группы (рис. 6.4): пассивные, активные и полуактивные. Их функциональные схемы представлены на рис. 6.5, а, б, в.

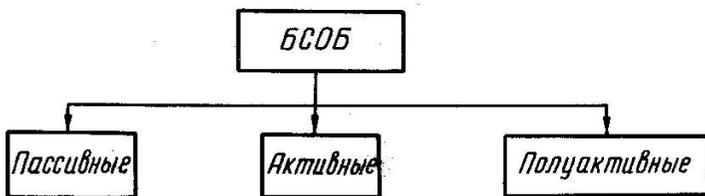


Рис. 6.4

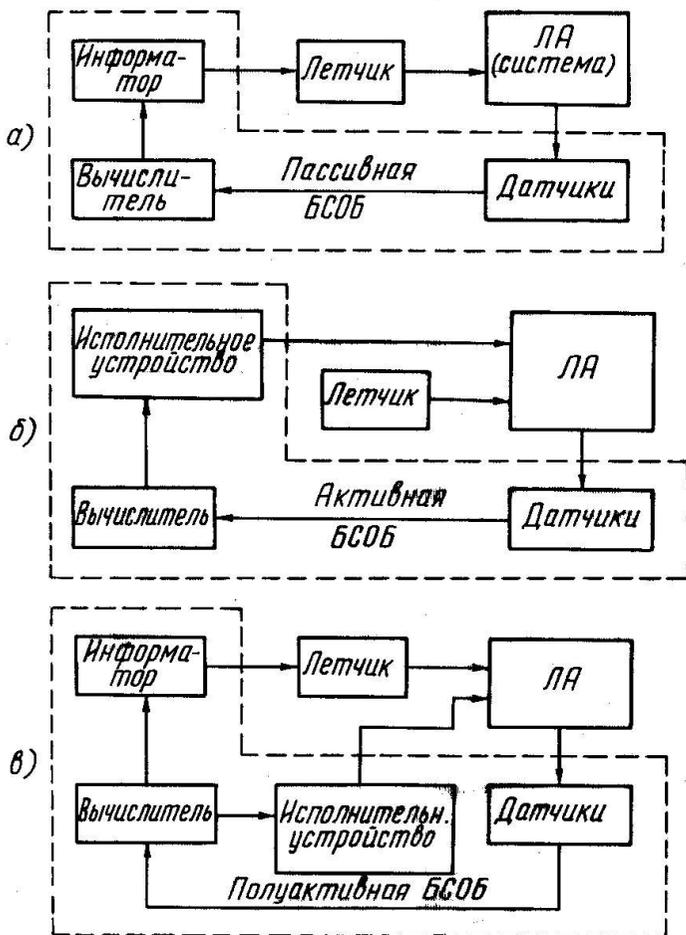


Рис. 6.5

Пассивные БСОБ (рис. 6.5, а) информируют экипаж о возникновении особой ситуации или приближении к ней. Все действия по выводу из особой ситуации или ее недопущению осуществляет экипаж. К пассивным БСОБ относятся различного вида сигнализаторы и указатели, например: указатель углов атаки и перегрузки, сигнальное табло, кнопка-лампа СОРЦ и др.

Активные БСОБ (рис. 6.5, б) осуществляют автоматическое предупреждение особых ситуаций или вывод из них. Они, как правило, имеют свои исполнительные устройства. К таким системам можно отнести автоматы ограничения предельных режимов, первую очередь системы пожаротушения, средства автоматического аварийного покидания самолета и т.д.

Полуактивные БСОБ (рис. 6.5, в) обеспечивают информирование экипажа и формирование управляющих воздействий либо рекомендаций летчику для предупреждения особых ситуаций или вывода из них. Такие БСОБ более предпочтительны, так как факт срабатывания активной БСОБ в ряде случаев может вызвать неадекватную реакцию членов экипажа, приводящую к опасным последствиям. Кроме того, полуактивная БСОБ обладает более высокой эффективностью за счет суммирования действий предупрежденного экипажа и БСОБ, направленных на устранение особой ситуации.

На БСОБ во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета возлагаются следующие функции:

надежное предотвращение превышения установленных ограничений по H , $V_{пр}$, M , α , β , n_y , n_z и другим определяющим параметрам при любых управляющих действиях летчика, а также при активных отказах бортовых систем и воздействии неблагоприятных внешних условий (НВУ), обеспечивая при этом максимальные маневренные возможности самолета;

парирование последствий ошибок летчика в управлении конфигурацией самолета в полете;

осуществление контроля работы летчика с органами управления и исключение опасных действий, приводящих к несоответствию режима работы бортовых систем с этапом и режимом полета;

информирование летчика об отказах бортовых систем и алгоритме действий по парированию последствий особых ситуаций (ОС),

автоматический контроль его действий и в некоторых случаях автоматическое парирование последствий отказов.

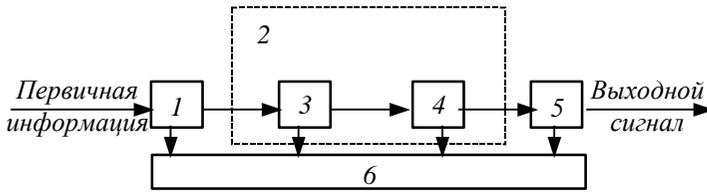


Рис. 6.6

В общем случае БСОБ включает в себя следующие элементы (рис. 6.6): датчики первичной информации 1; вычислитель 2, состоящий из модуля обработки информации 3 и модуля формирования команд 4; исполнительное устройство 5; устройство самоконтроля 6.

Логика работы такого БСОБ следующая: сигналы с датчиков первичной информации поступают в вычислитель обработки информации, где производится оценка состояния контролируемого объекта, системы или элемента. В случае возникновения угрозы БзП в вычислителе вырабатывается соответствующий управляющий сигнал, обрабатываемый исполнительным устройством, в целях устранения возникшей особой ситуации и оповещения летчика об опасности. Устройство самоконтроля служит для проверки работоспособности самого БСОБ.

6.3. БОРТОВЫЕ СРЕДСТВА КОНТРОЛЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Бортовые средства контроля работоспособности авиационной техники оказывают значительное влияние на обеспечение безопасности полетов и выполняют следующие основные функции:

- выявление факта отказа системы либо приближения контролируемого параметра к своему предельному значению;
- сигнализация летчику об отказах;
- подсказка летчику о действиях при отказах;
- автоматическое отключение отказавшей системы и подключение исправной.

В бортовых средствах контроля обычно используются следующие

щие основные методы:

- пороговый;
- методы сравнения;
- методы мажоритарного контроля;
- метод пробных сигналов.

Указанные методы применяются как отдельно, так и в сочетании.

Рассмотрим бортовые средства контроля, реализующие эти методы.

При пороговом методе контроля работу системы контроля можно представить в виде релейного звена, которое выдает сигнал отказа U при достижении контролируемым параметром X некоторых максимальных X_{\max} и минимальных X_{\min} пороговых значений.

Пороговые значения X_{\min} и X_{\max} могут быть равны друг другу по модулю (рис. 6.7, а), например, при контроле угла крена. Можно встретить несимметричные ограничения (например, по углу атаки и числу M), а также односторонние – H_{\min} .

Метод сравнения (схема соответствующей системы контроля показана на рис. 6.7, б) позволяет установить факт отказового состояния, если имеются два и более независимых источника информации. Так, например, при наличии двух однотипных датчиков D_1 и D_2 сигналы с них поступают на блок сравнения БС, в котором вырабатывается сигнал рассогласования $\Delta X = X_1 - X_2$, и при превышении его некоторых пороговых значений ΔX_{\max} , ΔX_{\min} выдается сигнал отказа U . Иногда сравнивают сигналы с двух разнотипных датчиков (рис. 6.7, в) с предварительным приведением сигнала Y через соответствующий оператор A к виду X контролируемого датчика (системы). Однако этот метод не позволяет по двум сравниваемым сигналам определить ложный сигнал, так как не известно, какой из них истинный.

Свободным от указанного недостатка является метод распознавания отказа, основанный на принципе мажоритарной логики. Этот метод широко применяется в резервированных системах с кратностью резервирования два и более. Идея метода заключается в следующем.

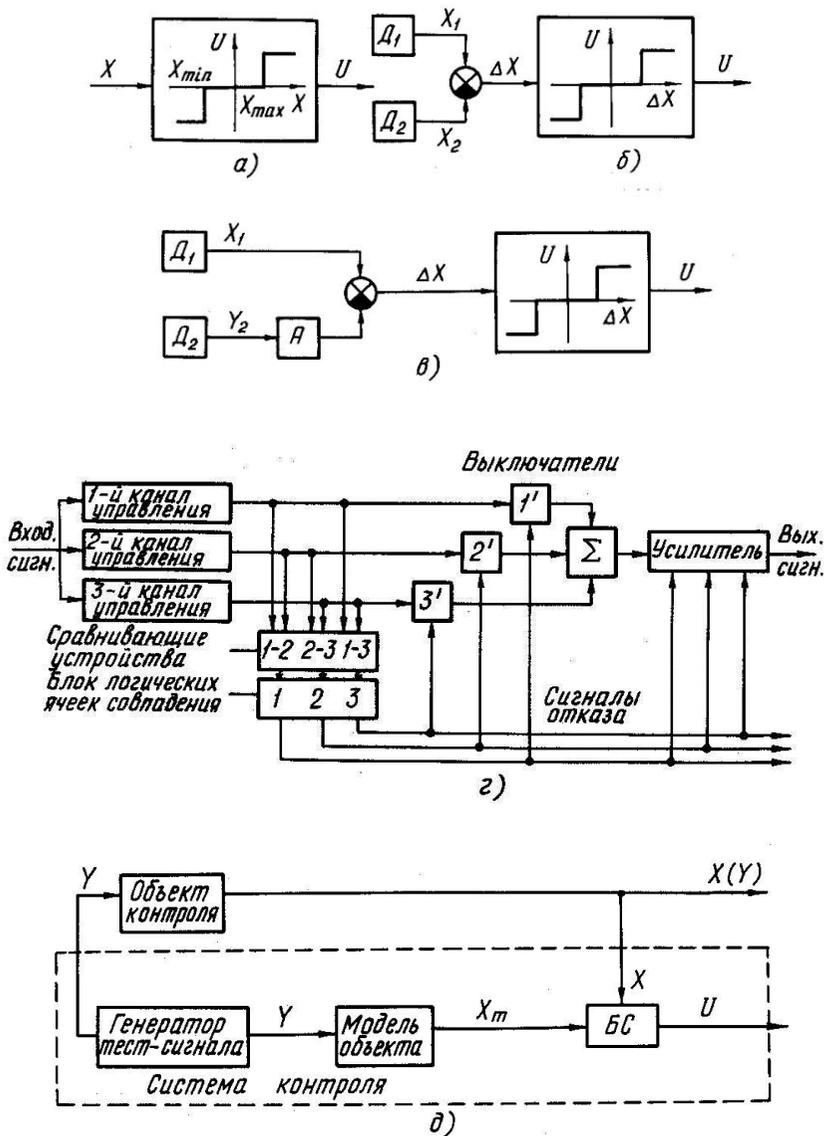


Рис. 6.7

В работе контролируемой системы непосредственно участвуют одновременно все исправные параллельно включенные элемен-

ты. В случае отказа одного или нескольких элементов они отключаются, а нормальное функционирование системы в целом обеспечивается оставшимися исправными элементами. В данном случае элемент считается отказавшим, если его выходной параметр отличается от двух других сигналов на значение больше допустимого. Этот вывод можно сделать на основании допущения, что вероятность одновременного отказа двух элементов (или в общем случае большего их числа) много меньше, чем вероятность отказа одного элемента.

Рассмотрим более подробно работу системы контроля, построенной на принципах мажоритарной логики. На рис. 6.7, *з* представлена контролируемая система, состоящая из трех каналов управления, решающих одну и ту же задачу (с одной и той же заданной точностью). Выходные сигналы каналов поступают через выключатели в суммирующее устройство и далее через усилитель – на выход системы. Одновременно эти сигналы попарно сравниваются в сравнивающих устройствах. Если разность между выходными сигналами 1–2-го, 2–3-го или 1–3-го каналов управления превышает заданное значение (что имеет место, если один из каналов неисправен), возникают сигналы на выходах соответствующих логических ячеек совпадений. Последние выдают сигнал в том случае, если есть сигналы на обоих входах каждой ячейки одновременно.

При отказе рассмотренной системы и отключении одного из каналов выходной сигнал уменьшается на одну треть. Для восстановления значения выходного сигнала системы сигнал отказа поступает в усилитель, и коэффициент усиления соответствующим образом увеличивается.

Данная схема контроля, известная как «кворум-элемент», широко используется в системах дистанционного управления. Рассмотренный метод позволяет контролировать исправность системы до тех пор, пока не останутся исправными лишь два канала резервирования, после чего выявить отказавший элемент не представляется возможным.

Для контроля нерезервированных систем часто применяют метод пробных сигналов, который основан на оценке реакции контролируемого объекта (рис. 6.7, *д*) на некоторый пробный сигнал. Сигналы могут подаваться либо непрерывно, либо дискретно. Пробный сигнал по форме, величине, частотному составу, дискретности подачи

должен быть таким, чтобы не отражаться на правильной работе всех систем и в то же время его можно было обнаружить в выходном сигнале контролируемого объекта. Сигнал реакции объекта на пробный сигнал сравнивается либо с эталонным, либо с сигналом реакции модели объекта на такой же тест-сигнал. В случае, если эталонный сигнал отличается от сигнала объекта на величину больше допустимой, выдается сигнал отказа.

Наряду с перечисленными методами обнаружения отказа в качестве перспективных можно выделить методы, основанные на применении отказочувствительных фильтров (наиболее распространен фильтр Калмана), теории распознавания образов, а также методов, основанных на принципах аналитической избыточности. Под аналитической избыточностью в этом случае понимается комплексное использование информации о состоянии и параметрах объекта, ее совместная обработка и анализ в интересах определения причин нерасчетного функционирования контролируемого объекта. Положительной чертой последних является то, что они позволяют, наряду с установлением факта отказа, провести его идентификацию, то есть выделить из заранее определенного множества вероятных отказов причину нерасчетной работы контролируемой системы и оценить степень ее поражения.

Рассмотрим суть и работу метода на примере диагностирования параметрических отказов системы управления. Здесь под параметрическим отказом понимается непредусмотренное изменение значений коэффициентов динамических звеньев системы управления от их номинального значения.

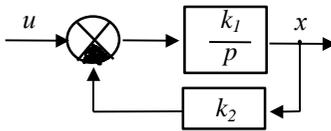


Рис. 6.8

Выберем в качестве объекта контроля инерционное звено, структурная схема которого имеет вид, представленный на рис. 6.8. Ей соответствует операторная передаточная функция

$$W_x(p) = \frac{k_1}{p + k_1 k_2},$$

где k_1, k_2 – параметры инерционного звена, значения которых в результате отказов могут изменяться произвольным образом;

u, x – входной и выходной сигналы звена, доступные для измерения; p – оператор дифференцирования.

Функциональная схема диагностирования звена представлена на рис. 6.9.

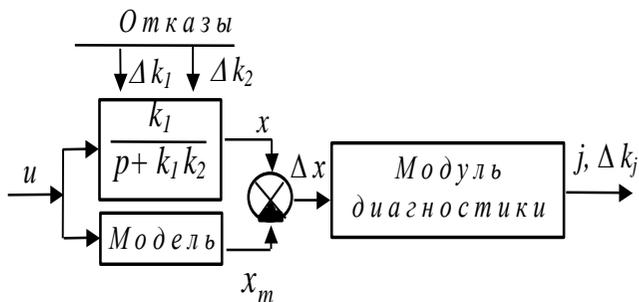


Рис. 6.9

Схема включает объект контроля – диагностируемое реальное инерционное звено, его математическую модель, записанную во временной области в виде

$$\dot{x}_m = -k_1 k_2 x_m + k_1 u, x_m(0) = 0, \quad (6.1)$$

сумматор и модуль диагностики.

В объект контроля и его модель подается один и тот же входной сигнал u . При отсутствии отказов выходные сигналы объекта и модели совпадают ($\Delta x = 0$). В случае, если какой-либо параметр объекта отличается от номинального ($x \neq x_m$), то невязка Δx поступает для идентификации отказа в модуль диагностики. Алгоритм диагностики основан на использовании функций чувствительности, которые количественно характеризуют чувствительность выходного сигнала объекта к изменению параметров k_1, k_2 .

Математическая модель чувствительности получается путем формального дифференцирования (6.1) по k_1 и k_2 как по параметрам:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial x_m}{\partial k_1} \right) &= -k_2 x_m - k_1 k_2 \frac{\partial x_m}{\partial k_1} + u, \quad \frac{\partial x_m}{\partial k_1}(0) = 0; \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial x_m}{\partial k_2} \right) &= -k_1 x_m - k_1 k_2 \frac{\partial x_m}{\partial k_2}, \quad \frac{\partial x_m}{\partial k_2}(0) = 0. \end{aligned} \quad (6.2)$$

Невязка Δx , вызванная изменением параметров k_1, k_2 объекта на величину $\Delta k_1, \Delta k_2$, удовлетворяет следующему уравнению:

$$\Delta x(t) = \frac{\partial x_m}{\partial k_1}(t) \Delta k_1 + \frac{\partial x_m}{\partial k_2}(t) \Delta k_2. \quad (6.3)$$

В данном уравнении имеем два неизвестных Δk_1 и Δk_2 . Необходимым условием их идентификации является наличие избыточной информации о поведении объекта контроля при отказе. Для ее получения в момент времени t_1, t_2, \dots, t_n производятся замеры невязки

$\Delta x(t)$ и определяются значения функций чувствительности $\frac{\partial x}{\partial k_1}(t)$,

$\frac{\partial x}{\partial k_2}(t)$. Тогда выражение (6.3) для n измерений будет иметь вид

$$\underbrace{\begin{pmatrix} \Delta x(t_1) \\ \vdots \\ \Delta x(t_n) \end{pmatrix}}_{\Delta x} = \underbrace{\begin{pmatrix} \frac{\partial x}{\partial k_1}(t_1) \\ \vdots \\ \frac{\partial x}{\partial k_1}(t_n) \end{pmatrix}}_{z_1} \Delta k_1 + \underbrace{\begin{pmatrix} \frac{\partial x}{\partial k_2}(t_1) \\ \vdots \\ \frac{\partial x}{\partial k_2}(t_n) \end{pmatrix}}_{z_2} \Delta k_2. \quad (6.4)$$

Угол φ между векторами z_j и Δx находится из выражения

$$\varphi_j = \arccos \frac{\Delta x^T z_j}{|\Delta x| |z_j|}, \quad j = \overline{1, 2}, \quad (6.5)$$

где знак «т» – операция транспонирования.

Номер $j = j^*$ изменившегося в результате отказа параметра k_j определяется из условия $\min(\varphi_j)$.

Количественная величина выявленного параметра рассчитывается с использованием метода наименьших квадратов

$$\Delta k_j = (z_j^T z_j)^{-1} z_j^T \Delta x, \quad j = j^* . \quad (6.6)$$

Рассмотренный алгоритм в общем случае может быть применен как в бортовой системе автоматического контроля, так и при наземной диагностике отказов для систем существенно более высокой размерности и сложности.

6.4. СПОСОБЫ ОПЕРАТИВНОЙ ЛОКАЛИЗАЦИИ АКТИВНЫХ ОТКАЗОВ В ПОЛЕТЕ

Под оперативной локализацией отказов будем понимать целенаправленные действия специальных автоматических устройств либо алгоритмов бортового вычислителя по предотвращению развития ОС, причиной которой явился отказ функциональной системы, агрегата и т.д.

В настоящее время на эксплуатируемой авиационной технике можно выделить три основных способа оперативной локализации отказа.

Первый способ связан с отключением отказавшей системы либо агрегата от работы. Такой подход возможен в случае, если отключение отказавшей системы не оказывает существенного влияния на безопасность полета. В качестве примера реализации такого подхода можно привести отключение режима демпфирования в рулевом приводе КАУ-120 при «попытке» автоматики отклонить рулевую поверхность в режиме демпфирования на величину, большую, чем доверено САУ.

Второй способ оперативной локализации отказов основан на широко применяемом в настоящее время структурном резервировании систем, каналов управления, агрегатов. Для обнаружения отказавшего элемента резервированной системы обычно применяется рассмотренный ранее метод мажоритарного контроля.

Такой подход существенно повышает безопасность полетов при отказах элементов, например, резервированной ЭДСУ вследствие увеличения ее надежности в целом, однако, вместе с тем, ухудшаются такие показатели, как суммарный поток отказов системы и сред-

ний налет на одну неисправность на земле и в воздухе. Кроме того, повышаются сложность, масса и стоимость изделия.

Третий способ оперативной локализации активных отказов базируется на создании отказоустойчивых систем управления самолетов. Такие системы обладают хорошими адаптационными свойствами. Они позволяют стабилизировать возмущенное движение самолета при возникновении активного отказа путем балансировки самолета и перераспределения функций между органами управления (реконфигурация и адаптация системы управления) с целью сохранения привычной реакции самолета на управляющие воздействия летчика.

Т а б л и ц а 6. 1

Орган управления	Кол-во	Канал управления			Балансировка	Созд. подъемной силы	Управл. обтеканием
		тангаж	крен	рыскание			
Переднее горизонтальное оперение, стабилизатор	2	+	+		+		
Отклоняемые носки крыла	2	+	+		+		+
Флапероны	2	+	+		+	+	+
Поворот вектора тяги двигателей	2	+	+	+	+	+	
Рули направления	2		+	+			

Для создания отказоустойчивых СУ уже существуют необходимые предпосылки. К ним можно отнести тенденцию роста количества управляющих поверхностей в современных и перспективных аэродинамических компоновках ЛА, появление нетрадиционных органов управления (табл. 6.1), обусловленное необходимостью улучшения летно-технических характеристик аэродинамическими средствами. Видно, что ряд органов управления помимо традиционных функций по созданию моментов и сил способны создавать дополнительные моменты относительно других осей. Эти свойства исполь-

зуются при создании реконфигурируемых систем управления.

В общем виде структурная схема контура «ЛА–реконфигурируемая СУ», поясняющая работу рассматриваемого способа локализации отказов, представлена на рис. 6.10, где

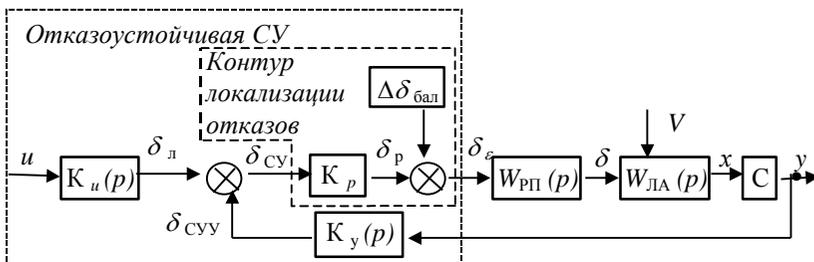


Рис. 6.10

u – вектор отклонения командных рычагов управления; $\delta_{л}$, $\delta_{СУУ}$, $\delta_{р}$ – векторы отклонений органов управления соответственно от летчика, СУУ и с учетом реконфигурации; δ – вектор отклонения органов управления рулевыми приводами; x – вектор состояния ЛА (в его состав обычно входят определяющие параметры движения); y – вектор измеряемых переменных; $K_y(p)$ – матрица передаточных функций обратных связей, реализующая функции демпферов, автоматов устойчивости, автоматов перекрестных связей; $K_u(p)$ – матрица передаточных функций прямых связей от КРУ; C – матрица параметров датчиков движения ЛА; $W_{РП}(p)$, $W_{ЛА}(p)$ – матрицы передаточных функций РП и ЛА соответственно; V – вектор возмущающих сил и моментов, действующий на ЛА при активном отказе; $\Delta\delta_{бал}$ – вектор балансировочных отклонений органов управления, необходимый для парирования вектора V .

Вектор $\Delta\delta_{бал}$ вычисляется с использованием матричного управления вида $B\Delta\delta_{бал} + V = 0$, откуда

$$\Delta\delta_{бал} = -B^+ V, \quad (6.7)$$

где " + " - знак псевдообращения.

Здесь B – матрица эффективностей органов управления, а выражение (6.7) позволяет вычислить дополнительное управление, обеспечивающее равенство нулю сил и моментов, действующих на самолет; K_p – матрица реконфигурации, обеспечивающая перераспределение функций органов управления в случае возникновения отказов рулевых поверхностей, она определяется по следующей зависимости:

$$K_p = B_0^+ B, \quad (6.8)$$

где B_0 – матрица B с обнуленным столбцом, соответствующим отказавшей рулевой поверхности.

В результате закон управления отказоустойчивой СУ в соответствии со структурной схемой рис. 6.10 имеет вид

$$\delta = W_{\text{рп}}(p) [K_p (K_u(p)u + K_y(p)y) + \Delta\delta_{\text{бал}}]. \quad (6.9)$$

При работе контура управления "ЛА–отказоустойчивая СУ" без отказов $K_p = E$ – единичная матрица; $\Delta\delta_{\text{бал}} = 0$.

При этом, положив $W_{\text{рп}}(p) = 1$, закон управления (6.9) примет вид

$$\delta = K_u(p)u + K_y(p)y, \quad (6.10)$$

то есть контур локализации отказов на исправную работу контура "ЛА–СУ" влияния не оказывает.

Практическая реализация отказоустойчивой СУ требует наличия в бортовом вычислителе алгоритма цифровой настройки коэффициентов реконфигурации. Задача облегчается тем, что матрица K_p мало чувствительна к режимам полета, поэтому ее можно предварительно вычислить для наиболее вероятных отказов и полученную информацию заложить в память БЦВМ.

6.5. АЛГОРИТМЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

6.5.1. Общая форма записи

Функционирование достаточно широкого спектра БСОБ различ-

ного назначения сводится, по существу, к следующему. Если угроза безопасности полета отсутствует, то БСОБ себя никак не проявляет, ее выходные сигналы тождественно равны нулю. Как только появляется или прогнозируется угроза безопасности полета, БСОБ вырабатывает выходные сигналы, направленные на снятие угрозы безопасности полета.

Формальная запись алгоритма функционирования сводится к следующему виду:

$$U = \begin{cases} 0, & \text{если } X \in G, \\ U^*, & \text{если } X \notin G. \end{cases} \quad (6.11)$$

Здесь под U понимается состояние выходного сигнала БСОБ; U^* – конкретная последовательность действий БСОБ (световая сигнализация, информационное сообщение, тряска ручки управления, отталкивание ручки управления и т.п.); X – контролируемый БСОБ вектор состояния ЛА, его систем (параметрами вектора X могут быть угол атаки, высота полета, сигнал исправности механизации крыла и т.п.); под G понимается некоторая область допустимых значений контролируемых параметров (компонент вектора X).

Выражение (6.11) читается следующим образом: сигнал $U = 0$, если X находится внутри допустимой области G ; сигнал $U = U^*$, если X вышел за пределы допустимой области.

Причем если БСОБ предназначена для предотвращения выхода вектора X за пределы области G , то в качестве X в (6.11) используется его прогнозируемое тем или иным образом значение. В том случае, если БСОБ предназначена для приведения вектора состояния объекта из недопустимой области в допустимую, то используется, как правило, текущее значение вектора X .

Для прогноза контролируемого вектора состояния в настоящее время используется в большинстве случаев линейная экстраполяция с использованием производной контролируемого параметра. Поскольку в большинстве случаев отсутствуют измерители производных контролируемых параметров, то используются различные схемы дифференцирования контролируемого сигнала. Этим системам присущи два принципиальных недостатка:

а) методические погрешности операции численного дифференци-

рования;

б) экстраполяция весьма приближенно отражает реальное движение ЛА, описываемое системой дифференциальных уравнений.

В настоящее время интенсивно ведутся исследования в области создания и использования специальных прогнозирующих моделей, с той или иной степенью близости описывающих реальное движение ЛА или его систем на необходимых интервалах времени.

Отметим, что в активных БСОБ сигнал U представляет собой управление, в некоторых случаях противодействующее управлению, формируемому экипажем. В большинстве случаев это управление на необходимое время отключает от процесса управления экипаж, внося своего рода «разрывы», которые негативно воспринимаются экипажем. Для устранения этого недостатка многие БСОБ выполняют полуактивными. При этом о возможных «разрывах» процесса управления БСОБ предупреждает экипаж заблаговременно.

6.5.2. Типовые алгоритмы функционирования БСОБ

Алгоритм функционирования систем ограничения угла атаки (СОУА). Большинство алгоритмов функционирования СОУА (ограничителей предельных режимов) сводится к типовой схеме:

$$\delta_B = \begin{cases} \delta_B^л + \delta_B^{СУУ}, & \text{если } \alpha_{п} < \alpha_{доп}; \\ \delta_B^{СОУА} + \delta_B^{СУУ}, & \text{если } \alpha_{п} \geq \alpha_{доп}, \end{cases} \quad (6.12)$$

где $\delta_B^л$ – отклонение руля высоты, формируемое летчиком при нормальном пилотировании; $\delta_B^{СУУ}$ – отклонение руля высоты, формируемое системой улучшения устойчивости и управляемости; $\delta_B^{СОУА}$ – отклонение руля высоты, формируемое СОУА; $\alpha_{п}$ – прогнозируемое значение угла атаки; $\alpha_{доп}$ – максимально допустимое значение угла атаки.

Наиболее тонким местом в алгоритмах СОУА является схема формирования и вычисления прогнозируемого значения угла атаки.

Несмотря на большое многообразие схем формирования и вычисления $\alpha_{п}$, по существу их можно свести к линейной экстраполяции вида

$$\alpha_{\Pi} = \alpha + K \dot{\alpha}, \quad (6.13)$$

где α – текущее значение угла атаки; $\dot{\alpha}$ – производная изменения угла атаки; K – коэффициент динамического упреждения срабатывания СОУА, то есть время, на котором прогнозируется (экстраполируется) изменение угла атаки. О способах выбора коэффициента K речь пойдет в следующем параграфе.

Управляющий сигнал от СОУА $\delta_{\text{в}}^{\text{СОУА}}$ в ряде случаев представляет собой зафиксированное текущее отклонение руля высоты от летчика в момент времени, когда $\alpha_{\Pi} = \alpha_{\text{доп}}$, то есть

$$\delta_{\text{в}}^{\text{СОУА}} = \delta_{\text{в}}^{\text{л}}(\alpha_{\Pi} = \alpha_{\text{доп}}) = \text{const}. \quad (6.14)$$

Такие алгоритмы находят применение на тяжелых самолетах, для которых характерен невысокий темп изменений угла атаки $\dot{\alpha}$. При этом, ограничив управляющий сигнал от летчика, СОУА совместно с СУУ предотвращает дальнейшее нарастание угла атаки.

На маневренных самолетах, которым свойственны высокие темпы изменения угла атаки, применяются иные способы формирования $\delta_{\text{в}}^{\text{СОУА}}$. Рассмотрим два из них.

Первый способ заключается в том, что при достижении значения $\alpha_{\Pi} \geq \alpha_{\text{доп}}$ стабилизатор ступенчато уводится в некоторое заданное фиксированное положение, создавая пикирующий момент, обеспечивающий уменьшение темпа нарастания угла атаки до нулевого значения в точке $\alpha = \alpha_{\text{доп}}$. Такие СОУА могут обеспечить ограничение угла атаки на уровне $\alpha_{\text{доп}}$ при существенно больших темпах $\dot{\alpha}$.

Второй способ формирования $\delta_{\text{в}}^{\text{СОУА}}$ основан на том, что, начиная с момента, когда $\alpha_{\Pi} \geq \alpha_{\text{доп}}$, дальнейший вывод ЛА на угол $\alpha_{\text{доп}}$ осуществляет не летчик, а СОУА, реализующая закон управления, подобный астатической САУ:

$$\delta_{\text{в}}^{\text{СОУА}} = K_{\text{в}}^{\alpha} \int_0^t (\alpha - \alpha_{\text{доп}}) dt. \quad (6.15)$$

Закон (6.15) обладает тем преимуществом, что может обеспечить

пилотирование маневренных самолетов на уровне $\alpha_{\text{доп}}$, в отличие от первого способа, где пилотирование осуществляется «по пиле», вызываемой периодическим срабатыванием СОУА.

Условием для прекращения работы СОУА является

$$\alpha_{\text{п}} + \Delta < \alpha_{\text{доп}}, \quad (6.16)$$

где Δ – некоторое значение угла атаки, обеспечивающее гистерезис в срабатывании и «отпускании» СОУА.

Алгоритм функционирования систем предотвращения столкновения ЛА с земной поверхностью. Как правило, данные алгоритмы входят составной частью в алгоритмы функционирования САУ и носят название «увод с опасной высоты».

Алгоритм функционирует по следующей схеме:

$$\delta_{\text{в}} = \begin{cases} \delta_{\text{в}}^{\text{лс}} & \text{при } H_{\text{п}} \geq H_{\text{мин}}; \\ \delta_{\text{в}}^{\text{увод}} & \text{при } H_{\text{п}} < H_{\text{мин}}. \end{cases} \quad (6.17)$$

Здесь $\delta_{\text{в}}^{\text{лс}}$ – управление, формируемое летчиком или САУ; $\delta_{\text{в}}^{\text{увод}}$ – управление, формируемое САУ, функционирующей в режиме БСОБ; $H_{\text{п}}$ – прогнозируемое значение высоты полета; $H_{\text{мин}}$ – минимально допустимая высота полета над рельефом местности.

Прогнозируемое значение высоты вычисляется по формуле

$$H_{\text{п}} = H_{\text{рв}} + K\dot{H}, \quad (6.18)$$

где $H_{\text{рв}}$ – высота полета над рельефом, замеряемая радиовысотометром; K – коэффициент динамического упреждения, или время прогнозирования изменения высоты; сигнал \dot{H} – темп изменения высоты полета, часто в качестве \dot{H} используется сигнал вертикальной скорости V_y , что, вообще говоря, далеко не одно и то же в условиях изменяющейся высоты рельефа местности.

Проблема технической реализации подобной БСОБ – точное измерение $H_{\text{рв}}$ при эволюциях ЛА.

Управление $\delta_{\text{в}}^{\text{увод}}$ может формироваться различными способами

ми.

В ряде случаев используется программное управление, заключающееся в импульсном отклонении стабилизатора «на кабрирование» на определенную величину, выдерживание стабилизатора в этом положении в течение времени $\tau_{\text{им}}$ и последующее снятие управляющего сигнала. Графически это может быть представлено в виде, представленном на рис. 6.11.

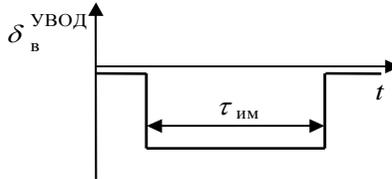


Рис. 6.11

В других системах используется управление с обратной связью. В этом случае применяется традиционная схема построения законов САУ, обеспечивающих устранение вертикальной скорости снижения ЛА:

$$\delta_B^{\text{УВОД}} = K_{B1}^{n_y} (n_y - n_{y3}) + K_{B2}^{n_y} \int_0^t (n_y - n_{y3}) dt, \quad (6.19)$$

где $n_{y3} = -K_{n_y}^{V_y} V_y$ или $n_{y3} = -K_{n_y}^{\Theta} (\mathcal{G} - \alpha)$.

Здесь под разностью $\mathcal{G} - \alpha$ подразумевается сигнал угла наклона траектории Θ .

Во всех случаях в боковом канале осуществляется устранение угла крена.

6.5.3. Выбор параметров алгоритмов функционирования БСОБ

Под параметрами алгоритмов (законов) функционирования БСОБ будем понимать некоторые величины, входящие в алгоритмы, изменяя которые, можно влиять на величину показателя эффективности функционирования БСОБ.

Эффективность функционирования БСОБ, как правило, нельзя оценить каким-либо одним показателем. Это объясняется тем, что важно не только обеспечить безопасность полета, но и не допустить преждевременного или несоразмерно энергичного вмешательства

БСОБ в процессы функционирования ЛА и его систем. Таким образом, при выборе параметров БСОБ решается компромиссная, многокритериальная оптимизационная задача.

В качестве примера рассмотрим типовые подходы выбора параметров алгоритма функционирования типовой системы ограничения угла атаки.

Параметрами алгоритма функционирования СОУА являются в данном случае коэффициент K (время прогноза) и диапазон отклонения руля высоты, доверенные СОУА, δ_B^{COYA} . Обозначим их соответственно $p_1 = K$, $p_2 = \delta_B^{COYA}$ и сведем в вектор параметров $p = [p_1, p_2]$.

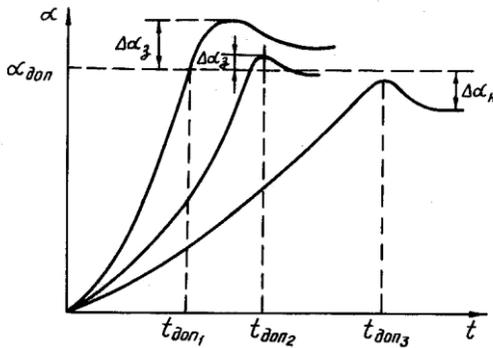


Рис. 6.12

В качестве критериев эффективности СОУА выберем (рис. 6.12) величину заброса угла атаки сверх максимально допустимого значения $\Delta\alpha_3 = \alpha - \alpha_{доп}$, величину недоиспользования разрешенного диапазона изменения угла атаки $\Delta\alpha_n = \alpha_{доп} - \alpha$ и минимальное время t_d вывода ЛА на максимально допустимый угол атаки.

Другими словами, СОУА должна обеспечить возможно более точное ограничение угла атаки на уровне $\alpha_{доп}$, не препятствуя интенсивному темпу нарастания угла атаки, задаваемому летчиком.

Рассмотрим уравнения короткопериодического движения ЛА в продольном канале:

$$\dot{\alpha} = \omega_z - \bar{Y}^{\alpha} \alpha;$$

$$\dot{\omega}_z = \overbrace{\bar{M}_z^{\alpha} \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha}}^{\text{Собственные свойства ЛА}} + \overbrace{\bar{M}_z^{\delta_B} (\delta_B^{\text{СУУ}} + \delta_B^{\text{СОУА}})}^{\text{Управление}}. \quad (6.20)$$

Здесь все обозначения общеприняты.

Видно, что величина $\dot{\omega}_z$ зависит от собственных свойств ЛА (устойчивость, демпфирование), от функционирования СУУ (демпферы, автоматы устойчивости) и от самой СОУА. При изменении значений компонент, входящих в уравнения (6.20), соответственно необходимо было бы изменять и величину коэффициента K . Из курса аэродинамики известно, что аэродинамические коэффициенты \bar{M}_z^{α} , $\bar{M}_z^{\omega_z}$, $\bar{M}_z^{\dot{\alpha}}$, $\bar{M}_z^{\delta_B}$ зависят от высоты и скорости полета, числа M , наличия дополнительных внешних подвесок, заправки топливом и т.д. Таким образом, только тщательный целенаправленный поиск может позволить получить оптимальное значение коэффициента $K = K_{\text{opt}}$, позволяющее соблюсти условие

$$\dot{\alpha}(\alpha = \alpha_{\text{доп}}) = 0, \quad (6.21)$$

то есть обеспечить дальнейшее прохождение переходного процесса по траектории, соответствующей $K = K_{\text{opt}}$ на рис. 6.13.

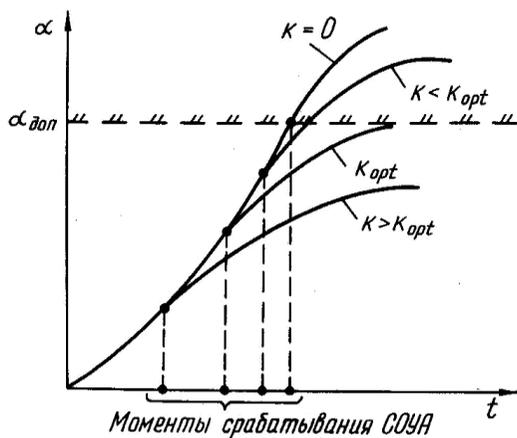


Рис. 6.13

На рис. 6.13 схематично показано влияние $\delta_B^{\text{СОУА}}$ на интенсив-

ность вывода ЛА летчиком на $\alpha_{\text{доп}}$. Видно, что чем больше $\delta_{\text{в}}^{\text{СОУА}}$, тем меньше время достижения $\alpha_{\text{доп}}$. Это объясняется тем, что чем больший диапазон отклонения руля доверен СОУА, тем позже она может срабатывать, создавая при этом угловое ускорение, достаточное для соблюдения условия $\dot{\alpha}(\alpha = \alpha_{\text{доп}}) = 0$. И наоборот, чем меньше $\delta_{\text{в}}^{\text{СОУА}}$, тем раньше должна срабатывать СОУА, препятствуя интенсивному нарастанию угла атаки, задаваемому летчиком. Рассмотренным трем случаям, конечно, должны соответствовать разные коэффициенты, находящиеся в соотношении $K_1 < K_2 < K_3$.

6.5.4. Формализация задачи выбора параметров функционирования БСОБ

Описанная в предыдущем параграфе содержательная постановка задачи выбора параметров СОУА может быть на ее примере сформулирована в терминах методов многокритериальной оптимизации.

Поскольку эффективность СОУА оценивается по трем показателям (критериям), то задача выбора параметров, действительно, является многокритериальной с так называемой неопределенностью целей. Другими словами, изменение параметров влияет на критерии противоположным образом. Например, увеличивая коэффициент K , можно уменьшить заброс, но в то же время растет время достижения $\alpha_{\text{доп}}$ и появляется недоиспользование угла атаки $\Delta\alpha_{\text{н}}$ и т.д.

Остановимся здесь на некоторых наиболее употребительных способах преодоления неопределенности целей в задаче выбора оптимальных значений компонент вектора параметров СОУА $p = [K, \delta_{\text{в}}^{\text{СОУА}}]$.

Обозначим критерии, по которым оценивается эффективность СОУА:

$$I_1 = \Delta\alpha_3, I_2 = \Delta\alpha_{\text{н}}, I_3 = t_{\text{д}} \quad (6.22)$$

или

$$I_1(p), I_2(p), I_3(p).$$

Линейная свертка. Вместо трех частных критериев I_1, I_2, I_3 предлагается использовать один критерий вида

$$I = \sum_{i=1}^3 C_i I_i(p), \quad (6.23)$$

где C_i – некоторые положительные числа, тем или иным способом нормированные (например, $\sum_{i=1}^3 C_i = 1$).

Такой способ вводит, по существу, отношение эквивалентности различных критериев, так как величины C_i показывают, насколько изменяется критерий $I(p)$ при изменении критерия $I_i(p)$ на единицу: $C_i = \partial I / \partial I_i$.

Коэффициенты C_i – результат экспертизы, они отражают представление разработчиков БСОБ о содержании компромисса, который они вынуждены принять. Таким образом, содержание компромисса состоит в ранжировании целей (критериев), которое вместе с назначением весовых коэффициентов C_i и является той дополнительной информацией, которая позволяет свести многокритериальную задачу к задаче с единственным критерием. Методы решения однокритериальных задач достаточно хорошо разработаны.

Использование нормированных показателей. Можно принять систему норм $I_1^* = \Delta\alpha_3^*$, $I_2^* = \Delta\alpha_n^*$, $I_3^* = t_{\text{доп}}^*$ и потребовать, чтобы параметры СОУА были такие, чтобы минимизировать критерии $I_i(p)$, при условиях $I_i(p) \leq I_i^*$, $i = 1, \dots, 3$. Отметим, что чем меньше отношения $I_i(p)/I_i^*$, $i = 1, \dots, 3$, тем выше эффективность СОУА.

В таких случаях критерий $I_i(p)$ можно представить в виде

$$I(p) = \min_p \max_i \frac{I_i(p)}{I_i^*} \quad (6.24)$$

и искать вектор p , который бы обеспечивал минимальное значение критерия $I(p)$. Смысл здесь достаточно прост. При данном значении вектора p величина $I(p)$ дает нам значение наихудшего из по-

казателей $I_i(p)$ (операция максимума по i), а операция \min по p обеспечивает выбор такого вектора параметров СОУА, который минимизирует отношение i -го реально достигнутого значения критерия к его нормированному значению.

Простейший способ преодоления неопределенности целей. Опять вводится некоторая система нормированных показателей:

$$I_i(p) \leq I_i^*, \quad i = 1, \dots, 3. \quad (6.25)$$

Кроме того, среди критериев $I_i(p)$ выделяется основной, чаще всего в качестве него берут $I_1 = \Delta\alpha_3$. В этом случае задача сводится к однокритериальной $I_1(p) \rightarrow \min$ при условиях (6.25). Подобная схема сведения задачи к однокритериальной задаче является, вероятно, самой простой и наиболее употребительной в инженерной практике. Задача разработчиков сводится только к назначению допустимых границ используемых показателей и выбору основного критерия.

Введение метрики в пространстве целевых функций. Предположим, что вначале решена система однокритериальных задач

$$I_i(p) \rightarrow \min, \quad i = 1, \dots, 3, \quad (6.26)$$

и найден в каждой i -й задаче вектор $p = p_i$, доставляющий минимальное значение критерию $I_i(p)$, то есть

$$I_i(p_i) = I_i^*, \quad i = 1, \dots, 3. \quad (6.27)$$

Совокупность величин I_i^* определяет в пространстве критериев некоторую точку, которую назовем точкой «абсолютного минимума». Если векторы p_i различны, то не существует такого выбора, который позволил бы достичь этой точки: точка (I_1^*, I_2^*, I_3^*) является недостижимой в пространстве критериев. Введем положительно определенную диагональную матрицу $R(3 \times 3)$, обозначения $I(p) = [I_1(p), I_2(p), I_3(p)]^T$, $I^* = [I_1^*, I_2^*, I_3^*]^T$ и сформируем скалярный критерий вида

$$I = \left[\left(I(p) - I^* \right)^T R \left(I(p) - I^* \right) \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (6.28)$$

Этот критерий определяет в пространстве критериев некоторое расстояние от точки, соответствующей данному вектору p , до точки «абсолютного минимума». В частном случае, когда R – единичная матрица величины критерия,

$$I = \sqrt{\sum_{i=1}^3 \left(I_i(p_i) - I_i^* \right)^2} \quad (6.29)$$

есть евклидово расстояние от точки $(\Delta\alpha_3(p), \Delta\alpha_n(p), t_{\text{доп}}(p))$ до точки $(\Delta\alpha_3^*, \Delta\alpha_n^*, t_{\text{доп}}^*)$ в пространстве критериев.

Таким образом, последующая минимизация критерия (6.28) дает определенную полетную информацию, а именно показывает предельные возможности по достижению «абсолютного минимума».

Существуют и другие методы решения многокритериальной задачи выбора параметров. Среди них можно выделить подход, предложенный В. Парето в 1904 г. Суть его сводится к сокращению множества исходных вариантов, которые заведомо плохи.

Предположим, что сделан некоторый выбор вектора параметров p^* , и предложим, что существует другой вектор \bar{p} , такой, что для всех критериев $I_i(p)$ имеют место неравенства

$$I_i(\bar{p}) \leq I_i(p^*), \quad i = 1, \dots, 3, \quad (6.30)$$

причем хотя бы одно из неравенств – строгое.

Очевидно, что выбор \bar{p} предпочтительнее p^* . Поэтому все векторы p^* , удовлетворяющие (6.30), следует сразу исключить из рассмотрения. Имеет смысл заниматься дальнейшим анализом только тех векторов p^* , для которых не существует вектора \bar{p} , такого, что для всех критериев удовлетворяются неравенства (6.30). Множество таких значений p^* называют множеством Парето. Рассмотрение численных методов построения множества Парето выходит за рамки данного курса.

Используя один из рассмотренных подходов решения многокритериальных задач и соответствующие методы минимизации функции, путем проведения математического и полунатурного моделирования получают искомое значение параметров СОУА для конкретного режима полета.

Описанную процедуру повторяют для всех исследуемых режимов полета. В идеальном случае можно получить функциональные зависимости $p(H, V)$, реализующие на каждом из режимов минимумы рассмотренных выше критериев.

В том случае, если предполагаются фиксированные значения компонент вектора параметров $p = [K, \delta_v^{\text{COYA}}]$, то из всего полученного множества их значений по режимам полета выбирают такие, которые обеспечивают приемлемые значения одного из выбранных показателей (как правило, это величина заброса $\Delta\alpha_3 = \alpha - \alpha_{\text{доп}}$) для наиболее неблагоприятного режима полета. Однако в этом случае на режимах полета может наблюдаться недоиспользование маневренных свойств ЛА. Этот факт является принципиальным недостатком СОУА с фиксированными параметрами.

В заключение отметим, что рассмотренные процедуры выбора параметров обладают достаточной степенью общности и в той или иной формулировке используются при выборе параметров всего спектра БСОБ.

6.6. АЛГОРИТМЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АДАПТИВНЫХ СИСТЕМ ОГРАНИЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ

Под адаптивными системами ограничения параметров движения понимаются системы, в основе алгоритмов функционирования которых используются математические модели движения ЛА, настраиваемые по режимам полета. Такие алгоритмы обеспечивают заданный уровень показателей качества функционирования систем ограничения во всем диапазоне режимов полета ЛА.

6.6.1. Алгоритм функционирования адаптивной СОУА

В предыдущих параграфах рассматривались те трудности, которые возникают при синтезе СОУА, и недостатки, присущие СОУА с фиксированной настройкой параметров.

Рассмотрим подход к синтезу алгоритма функционирования СОУА, в существенной мере свободного от рассмотренных выше недостатков.

Пусть движение ЛА в продольном канале описывается следующими выражениями:

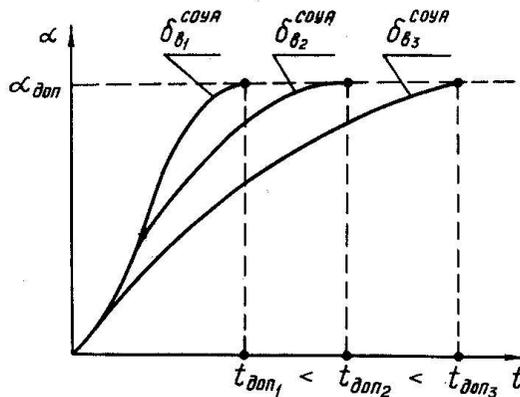
$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \omega_z - \bar{Y}^\alpha \alpha; \\ \dot{\omega}_z &= \bar{M}_z^\alpha \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \bar{M}_z^{\delta_B} \delta_B. \end{aligned} \quad (6.31)$$

Сведем их к одному уравнению. Для этого полученное из первого уравнения равенство $\omega_z = \dot{\alpha} + \bar{Y}^\alpha \alpha$ подставим во второе. Продифференцируем первое уравнение по t и в полученное уравнение $\ddot{\alpha} = \dot{\omega}_z - \bar{Y}^\alpha \alpha$ вместо $\dot{\omega}_z$ подставим правую часть второго уравнения. Приведа подобные члены, получим

$$\ddot{\alpha} = a_1 \dot{\alpha} + a_0 \alpha + \bar{M}_z^{\delta_B} \delta_B, \quad (6.32)$$

где $a_1 = \bar{M}_z^{\omega_z} + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} - \bar{Y}^\alpha$; $a_0 = \bar{M}_z^\alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{Y}^\alpha$.

Рассмотрим график $\alpha(t)$ при выводе ЛА на $\alpha_{\text{доп}}$ (рис.6.14).



Для оптимальной СОУА должно быть соблюдено следующее условие: СОУА должна сработать именно в тот момент времени, чтобы последующее движение обеспечило в точке $\alpha(t) = \alpha_{\text{доп}}$

$$\dot{\alpha}_{\alpha=\alpha_{\text{доп}}} = 0.$$

Для этого введем в рассмотрение два временных интервала.

Под первым будем понимать время достижения $\alpha_{\text{доп}} - t_{\text{д}}$ при условии, что текущий темп изменения угла атаки равен $\alpha(t)$, а темп изменения угла атаки на $\alpha(t) = \alpha_{\text{доп}}$ равен нулю ($\dot{\alpha}_{\alpha=\alpha_{\text{доп}}} = 0$).

Введем в рассмотрение средний темп изменения угла атаки на интервале выхода самолета на $\alpha_{\text{доп}}$:

$$\dot{\alpha}_{\text{ср}} = \frac{1}{t_{\text{д}}} \int_t^{t_{\text{д}}} \dot{\alpha}(\tau) d\tau = \frac{\alpha_{\text{доп}} - \alpha(t)}{t_{\text{д}}}. \quad (6.33)$$

Значение $\dot{\alpha}_{\text{ср}}$ для текущего времени t можно также определить по приближенной формуле

$$\dot{\alpha}_{\text{ср}} = \frac{\dot{\alpha}(t) + \dot{\alpha}(t_{\text{д}})}{2} = \frac{\dot{\alpha}(t)}{2}.$$

Тогда для времени достижения $\alpha_{\text{доп}}$ справедливо соотношение вида

$$t_{\text{д}} = \frac{\alpha_{\text{доп}} - \alpha(t)}{\dot{\alpha}_{\text{ср}}} = 2 \frac{\alpha_{\text{доп}} - \alpha(t)}{\dot{\alpha}(t)}. \quad (6.34)$$

Под вторым временным интервалом будем понимать время $t_{\text{с}}$, за которое возможно сбросить текущий темп угла атаки $\dot{\alpha}(t)$ до нулевого значения.

Для его определения рассмотрим уравнение (6.32). Его правая часть представляет собой располагаемое ускорение изменения угла атаки на интервале достижения углом атаки значения $\alpha_{\text{доп}}$.

Для нахождения времени $t_{\text{с}}$ необходимо использовать среднее значение ускорения $\ddot{\alpha}_{\text{ср}}$. Приближенное значение $\ddot{\alpha}_{\text{ср}}$ можно вычислить по формуле

$$\ddot{\alpha}_{\text{ср}} = a_1 \dot{\alpha}_{\text{ср}} + a_0 \alpha_{\text{ср}} + \overline{M}_z^{\delta_B} \delta_B^{\text{COYA}}, \quad (6.35)$$

где $\alpha_{\text{ср}} = \frac{\alpha(t) + \alpha_{\text{доп}}}{2}$.

Тогда аналогично выражению (6.34) получим

$$t_c = \frac{\dot{\alpha}_{\alpha=\alpha_{\text{доп}}} - \dot{\alpha}(t)}{\ddot{\alpha}_{\text{ср}}} = -\frac{\dot{\alpha}(t)}{\ddot{\alpha}_{\text{ср}}}. \quad (6.36)$$

Для выполнения условия $\dot{\alpha}_{\alpha=\alpha_{\text{доп}}} = 0$ необходимо, чтобы величины рассмотренных временных интервалов были равны:

$$t_{\text{доп}} = t_c. \quad (6.37)$$

При наличии этого равенства необходимо обеспечить срабатывание СОУА, выражающееся в отклонении стабилизатора на величину $\delta_B^{\text{СОУА}}$.

Подставив в выражение (6.37) выражения (6.34) и (6.36), можно получить угол атаки срабатывания $\alpha_{\text{ср.аб}}$ СОУА:

$$2 \frac{\alpha_{\text{доп}} - \alpha(t)}{\dot{\alpha}(t)} = -\frac{\dot{\alpha}(t)}{\ddot{\alpha}_{\text{ср}}}. \quad (6.38)$$

Заменив $\alpha(t)$ на $\alpha_{\text{ср.аб}}$ и преобразовав выражение (6.38), получим

$$\alpha_{\text{ср.аб}} = \alpha_{\text{доп}} + \frac{1}{2} \frac{\dot{\alpha}^2(t)}{\ddot{\alpha}_{\text{ср}}}. \quad (6.39)$$

Здесь $\ddot{\alpha}_{\text{ср}} < 0$ – среднее ускорение угла атаки, зависящее как от собственных динамических свойств ЛА, так и от системы ограничения угла атаки.

Развернув (6.39) и опустив аргумент t , получим

$$\alpha_{\text{ср.аб}} = \alpha_{\text{доп}} + \frac{1}{2} \frac{\dot{\alpha}^2}{\left(\overline{M}_z^{\omega_z} + \overline{M}_z^{\dot{\alpha}} - \overline{Y}^{\alpha} \right) \dot{\alpha}_{\text{ср}} +} \quad (6.40)$$

$$+ \left(\overline{M}_z^{\omega_z} \overline{Y}^{\alpha} + \overline{M}_z^{\alpha} \right) \alpha_{\text{ср}} + \overline{M}_z^{\delta_B} \delta_B^{\text{COYA}}.$$

Видно, что структура алгоритма срабатывания адаптивной СОУА существенно отличается от традиционного типа

$$\alpha_{\text{сраб}} = \alpha_{\text{доп}} - K\dot{\alpha}.$$

Моделирование показывает исключительно высокую эффективность адаптивного алгоритма при условии точной настройки параметров выражения (6.40) по режимам полета.

6.6.2. Алгоритм системы увода ЛА с опасной высоты

Поскольку задача решается на траекторном уровне, то уравнения движения ЛА как материальной точки можно выбрать в виде

$$\begin{aligned} \dot{H} &= V \sin \theta; \\ \dot{\theta} &= \frac{g}{V} (n_y \cos \gamma - \cos \theta); \\ \dot{V} &= g(n_x - \sin \theta). \end{aligned} \quad (6.41)$$

Следуя логике построения алгоритма адаптивной СОУА, выделим в качестве ограничиваемого параметра высоту ($H \geq H_{\text{мин}}$). В качестве управления примем заданное значение нормальной перегрузки

$$n_y = \begin{cases} n_y(t), & \text{если } H > H_{\text{сраб}}; \\ n_y^{\text{УВОД}}, & \text{если } H \leq H_{\text{сраб}}. \end{cases} \quad (6.42)$$

Найдем время достижения ЛА минимально допустимой высоты $H_{\text{мин}}$ при условии

$$\begin{aligned} \dot{H}_{H=H_{\text{мин}}} &= 0; \\ t_{\text{д}} &= \frac{H_{\text{мин}} - H}{\dot{H}_{\text{ср}}} = 2 \frac{H_{\text{мин}} - H}{\dot{H}}, \end{aligned} \quad (6.43)$$

где $\dot{H}_{\text{ср}} = \frac{0 + H}{2} = \frac{\dot{H}}{2}$ – необходимый средний темп изменения высоты на оставшемся временном интервале $t_{\text{д}}$.

Время сброса $t_{\text{с}}$ темпа изменения высоты до нулевого значения

на $H = H_{\text{мин}}$ будем определять по следующей методике.

Продифференцируем по t первое уравнение системы (6.41)

$$\ddot{H} = \dot{V} \sin \theta + \dot{V} \cos \theta \dot{\theta} \quad (6.44)$$

и подставим на места производных $\dot{\theta}$ и \dot{V} правые части второго и третьего уравнений системы (6.41). Проведя преобразования, получим

$$\ddot{H} = g \left(n_x \sin \theta + n_y \cos \gamma \cos \theta - 1 \right). \quad (6.45)$$

Найдем приближенное среднее значение ускорения изменения высоты $\ddot{H}_{\text{ср}}$. Для этого используются текущее значение \ddot{H} , определяемое выражением (6.45), и конечное значение $\ddot{H}_{\dot{H}=0}$, то есть когда темп изменения высоты $\dot{H} = 0$, что соответствует нулевому значению угла наклона траектории ($\theta = 0$):

$$\ddot{H}_{\dot{H}=0} = g \left(n_y \cos \gamma - 1 \right). \quad (6.46)$$

Взяв среднее арифметическое выражение (6.45) и (6.46), получим после преобразования с учетом управления $n_y^{\text{ВВОД}}$,

$$\ddot{H}_{\text{ср}} = \frac{g \left(n_x \sin \theta + n_y^{\text{ВВОД}} \cos \gamma (\cos \theta + 1) - 2 \right)}{2}. \quad (6.47)$$

По аналогии определения t_c в задаче ограничения угла атаки запишем его выражение для рассматриваемой задачи:

$$t_c = \frac{\dot{H}_{H=H_{\text{мин}}} - \dot{H}}{\ddot{H}_{\text{ср}}} = -\frac{\dot{H}}{\ddot{H}_{\text{ср}}}. \quad (6.48)$$

Приравниваем выражения (6.43) и (6.48):

$$2 \frac{H_{\text{мин}} - H}{\dot{H}} = -\frac{\dot{H}}{\ddot{H}_{\text{ср}}}. \quad (6.49)$$

Обозначив высоту $H_{\text{сраб}} = H_{t=t_c}$ и проведя преобразование, получим с учетом (6.47)

$$H_{\text{сраб}} = H_{\text{мин}} + \frac{H^2}{g(n_x \sin \theta + n_y^{\text{УВОД}} \cos \gamma (1 + \cos \theta) - 2)}. \quad (6.50)$$

Анализируя структуру закона, можно увидеть, что он адаптивен и адекватно изменяет высоту срабатывания системы УВОД в зависимости от величины параметров движения ЛА (\dot{H}, γ, θ) и выбранной величины управления $n_y^{\text{УВОД}}$. Исследования показывают существенно большую эффективность данного алгоритма по сравнению с алгоритмами традиционного типа:

$$H_{\text{сраб}} = H_{\text{мин}} + K\dot{H}, \quad (6.51)$$

где K – фиксированный коэффициент.

В качестве заключения по рассмотренным адаптивным алгоритмам отметим следующее. Принципиальным отличием адаптивных алгоритмов от традиционного является то, что их структура получена из условия отсутствия запроса по ограничиваемому параметру движения ЛА:

$$\dot{\alpha}_{\alpha=\alpha_{\text{доп}}} = 0; \quad \dot{H}_{H=H_{\text{мин}}} = 0.$$

При синтезе структуры алгоритмов использовались динамические модели движения ЛА с необходимой детализацией, учитывающей влияние на процессы движения ЛА тех или иных факторов.

Вторым принципиальным отличием является снижение числа настраиваемых параметров алгоритма (остается только выбор диапазона управления, доверенного СОУА – $\delta_{\text{В}}^{\text{СОУА}}$ и системе УВОД – $n_y^{\text{УВОД}}$). Коэффициент K как таковой в алгоритмах отсутствует. Уменьшается число критериев, по которым оценивается эффективность БСОБ. Фактически, задача выбора параметров СОУА сводится из многокритериальной к однокритериальной – минимизации времени $t_{\text{д}}$ интенсивного вывода ЛА на $\alpha_{\text{доп}}$. Остальные два критерия при таком алгоритме теряют смысл, их значения всегда тождественно равны нулю.

6.7. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Эффективность применения БСОБ будем оценивать по снижению уровня риска, связанного с возникновением опасных факторов, угрожающих безопасности полета. Критерий эффективности применения БСОБ при этом имеет следующий вид:

$$K_Q = \frac{Q_0}{Q}, \quad (6.52)$$

где Q_0 – вероятность неблагоприятного завершения полета при возникновении особой ситуации в случае отсутствия БСОБ; Q – то же при наличии БСОБ.

Для определения вероятностей Q и Q_0 могут быть использованы методы, изложенные в главах 1 и 2.

Каждый из этих методов работает только при наличии определенных допущений и в отдельности не может являться универсальным для всего спектра задач безопасности полетов. Однако в случае необходимости получения количественной, сравнительной оценки безопасности полета, анализа влияния опасных факторов, вероятность возникновения которых является функцией времени, на безопасность полета с учетом всех возможных ситуаций и их последовательности, наиболее предпочтительным является метод расчета с использованием марковского случайного процесса.

Рассмотрим общий случай оценки эффективности БСОБ при использовании цепей Маркова.

Пусть на самолете установлена активная БСОБ, предотвращающая развитие особой ситуации и возвращающая систему «летчик–самолет» в нормальные условия полета. Требуется оценить эффективность указанной БСОБ, если известно:

λ – интенсивность возникновения особой ситуации в полете;

r_0, s_0 – условные вероятности парирования и непарирования летчиком возникшей особой ситуации при отказавшей или отсутствии БСОБ;

r, s – то же при исправной БСОБ;

$\lambda_{\text{БСОБ}}$ – интенсивность потока отказов БСОБ;

$r_{\text{БСОБ}}, s_{\text{БСОБ}}$ – условные вероятности парирования и непарирования летчиком отказа БСОБ (предполагается, что отказ БСОБ – активный отказ).

Данная задача решается при следующих допущениях:

1) в начале полета ситуация соответствует нормальной;

2) последовательность возникновения особых ситуаций i -го типа является простейшим потоком с интенсивностью λ_i . Причем если ОС вызвана отказом техники, то λ – интенсивность отказов; если же ОС вызвана ошибкой летчика, то λ в этом случае – интенсивность ошибки оператора. Будем считать, что λ_i во всех случаях не зависит от времени полета;

3) отказавшие в полете элементы не восстанавливаются, ошибки операторов – не повторяются.

Граф состояний применительно к рассматриваемой задаче для двух уровней переходов будет иметь вид, представленный на рис.6.15.

На графе кружками обозначены события:

БП₀ – исходное состояние (ЛА находится в разрешенной области, БСОБ исправна);

БП₁ – событие благополучного исхода полета при возникновении особой ситуации и срабатывании БСОБ;

АП₁ – событие неблагоприятного исхода полета в той же ситуации;

БП₂, БП₃ – событие благополучного исхода полета при отказе БСОБ;

АП₂, АП₃ – событие неблагоприятного исхода полета при отказе БСОБ;

БП₄ – событие благополучного исхода полета при возникновении особой ситуации и отказавшей БСОБ;

АП₄ – событие неблагоприятного исхода полета в той же ситуации.

Вероятность неблагоприятного завершения полета определяется

как $Q = \sum_{i=1}^4 Q_i$, где Q_i – вероятность пребывания системы в состояниях $АП_i$, $i = \overline{1,4}$.

Для определения вероятностей необходимо составить систему дифференциальных уравнений и решить их.

С учетом изложенных ранее правил система дифференциальных уравнений будет иметь вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dP_0}{dt} = -(\lambda + \lambda_{\text{БСОБ}})P_0; \\ \frac{dP_1}{dt} = \lambda r P_0 - \lambda_{\text{БСОБ}} P_1; \\ \frac{dQ_1}{dt} = \lambda s P_0; \\ \frac{dP_2}{dt} = \lambda_{\text{БСОБ}} r_{\text{БСОБ}} P_0 - \lambda P_1; \\ \frac{dQ_2}{dt} = \lambda_{\text{БСОБ}} s_{\text{БСОБ}} P_0; \\ \frac{dP_3}{dt} = \lambda_{\text{БСОБ}} r_{\text{БСОБ}} P_1; \\ \frac{dQ_3}{dt} = \lambda_{\text{БСОБ}} s_{\text{БСОБ}} P_1; \\ \frac{dP_4}{dt} = \lambda r_0 P_2; \\ \frac{dQ_4}{dt} = \lambda s_0 P_2. \end{array} \right. \quad (6.53)$$

Решение системы (6.53) производится методом подстановки при следующих начальных условиях:

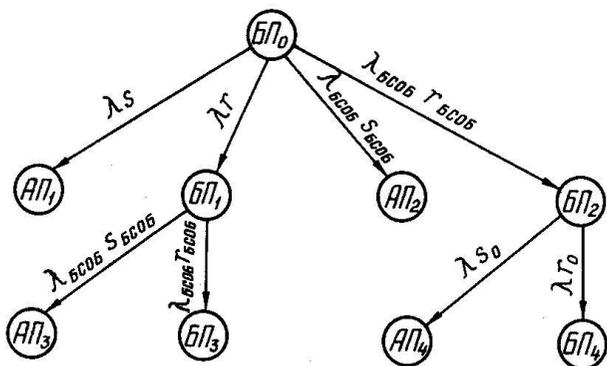


Рис. 6.15

$$t = 0, P_0 = 1, P_i = Q_i = 0 \text{ при } i = \overline{1,4}.$$

Окончательные выражения для расчета вероятностей Q_i запишутся следующим образом:

$$\begin{aligned}
 Q_1(t) &= \frac{\lambda s}{\lambda + \lambda_{\text{БСОБ}}} \left[1 - e^{-(\lambda + \lambda_{\text{БСОБ}})t} \right]; \\
 Q_2(t) &= \frac{\lambda_{\text{БСОБ}} s_{\text{БСОБ}}}{\lambda + \lambda_{\text{БСОБ}}} \left[1 - e^{-(\lambda + \lambda_{\text{БСОБ}})t} \right]; \\
 Q_3(t) &= \lambda_{\text{БСОБ}} r s_{\text{БСОБ}} \times \\
 &\times \left[\frac{1}{\lambda_{\text{БСОБ}}} \left(1 - e^{-\lambda_{\text{БСОБ}} t} \right) - \frac{1}{\lambda + \lambda_{\text{БСОБ}}} \left(1 - e^{-(\lambda + \lambda_{\text{БСОБ}})t} \right) \right]; \\
 Q_4(t) &= \lambda r_{\text{БСОБ}} s_0 \left[\frac{1}{\lambda} \left(1 - e^{-\lambda t} \right) - \frac{1}{\lambda + \lambda_{\text{БСОБ}}} \left(1 - e^{-(\lambda + \lambda_{\text{БСОБ}})t} \right) \right].
 \end{aligned} \tag{6.54}$$

Подставив (6.54) в (6.52), после некоторых преобразований получим

$$Q = r_{\text{БСОБ}} s_0 (1 - e^{-\lambda t}) + r s_{\text{БСОБ}} (1 - e^{-\lambda_{\text{БСОБ}} t}) + \frac{\lambda_{\text{БСОБ}} s_{\text{БСОБ}} s + \lambda (s - r_{\text{БСОБ}} s_0)}{\lambda + \lambda_{\text{БСОБ}}} (1 - e^{-(\lambda + \lambda_{\text{БСОБ}}) t}). \quad (6.55)$$

Аналогично, при отсутствии БСОБ

$$Q = s_0 (1 - e^{-\lambda t}). \quad (6.56)$$

Проанализируем (6.52) с учетом (6.55) и (6.56) при предельных значениях:

1. $\lambda_{\text{БСОБ}} = 0$ – БСОБ абсолютно надежна;

$$K_Q = \frac{s_0}{s}. \quad (6.57)$$

Полученное отношение показывает, что уровень риска особой ситуации снижается во столько раз, во сколько раз уменьшается вероятность ее непарирования летчиком при работе БСОБ.

2. $\lambda_{\text{БСОБ}} \rightarrow \infty$ – отказы БСОБ наступают практически одновременно с включением БСОБ в работу;

$$K_Q = \frac{s_0 (1 - e^{-\lambda t})}{r_{\text{БСОБ}} s_0 (1 - e^{-\lambda t}) + s_{\text{БСОБ}}}. \quad (6.58)$$

С учетом (6.56) выражение (6.58) после несложных преобразований можно привести к виду

$$K_Q = \frac{1}{1 + s_{\text{БСОБ}} \frac{P_0}{Q_0}}, \quad (6.59)$$

где $P_0 = 1 - Q_0$ – вероятность благополучного завершения полета при отсутствии БСОБ.

Анализ (6.59) показывает, что в рассматриваемом случае наличие БСОБ снижает уровень риска полета по сравнению с уровнем риска полета самолета, не оборудованного БСОБ ($K_Q < 1$). Обеспечить $K_Q = 1$ можно только в том случае, если отказ БСОБ гарантированно парируется летчиком, то есть $s_{\text{БСОБ}} = 0$.

При значениях $\lambda t \ll 1$, $\lambda_{3, \text{МБ}} t \ll 1$ и на основании этого пола-

гая, что $(1 - e^{-\lambda t}) \approx \lambda t$, $(1 - e^{-\lambda_{\text{БСОБ}} t}) \approx \lambda_{\text{БСОБ}} t$, выражение для K_Q будет иметь следующий вид:

$$K_Q = \frac{s_0}{\frac{\lambda_{\text{БСОБ}}}{\lambda} s_{\text{БСОБ}} + s}. \quad (6.60)$$

Из выражения (6.60) следует, что при $\lambda_{\text{БСОБ}} \ll \lambda$ снижение вероятности неблагоприятного исхода полета пропорционально отношению $\frac{s_0}{s}$, то есть снижению степени опасности отказа. Если же БСОБ недостаточно надежна ($\lambda_{\text{БСОБ}} \geq \lambda$) и отказы БСОБ обладают определенной опасностью, то БСОБ может оказаться неэффективной и даже повышающей уровень риска.

Такой вывод характерен для всех БСОБ. БСОБ должны иметь повышенную надежность, то есть интенсивность их отказов должна быть, по крайней мере, на порядок меньше интенсивности возникновения ОС, которые они контролируют.

Глава 7. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНФОРМАЦИИ СРЕДСТВ ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ В ЦЕЛЯХ ПОВЫШЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

7.1. ЗАДАЧИ И ВИДЫ ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ В АВИАЦИОННЫХ ЧАСТЯХ

Под объективным контролем понимается комплекс мероприятий по сбору, обработке и анализу инструментально регистрируемой информации о работоспособности авиационной техники, наземных средств обеспечения полетов, о полноте и качестве выполнения полетных заданий экипажами, о действиях лиц групп руководства полетами (ГРП), расчетов командных пунктов (КП), радиолокационных станций (РЛС), центров Единой системы организации воздушного движения (ЕС ОрВД).

К средствам объективного контроля (СОК) относятся:

бортовые устройства регистрации (БУР) общего и специального назначения;

бортовые автоматизированные системы контроля (БАСК);

бортовые фото - и видеоконтрольные приборы;

наземные штатные и нештатные средства регистрации;

наземные устройства обработки (НУО) полетной информации.

БУР общего назначения используются для записи и сохранения информации о параметрах полета, переговорах и действиях членов летного экипажа, работоспособности авиационной техники.

БУР специального назначения используются для регистрации параметров бортовых комплексов или отдельных систем, а также действий летного экипажа по их применению.

БАСК используются для контроля соблюдения условий безопасности в полете и работоспособности АТ на земле и в полете.

Бортовые фотоконтрольные приборы (ФКП) и видеоконтрольные приборы (ВКП) используются для контроля прицеливания и выдерживания необходимых условий боевого применения авиационных средств поражения (АСП) с помощью всех видов авиацион-

ных прицелов.

Наземные штатные средства регистрации (ФКП и ВКП, телевизионные и киносъёмочные камеры, видеоманитофоны, средства регистрации на базе ЭВМ, комплексы синхронного документирования, речевой и радиолокационной информации, теодолиты, магнитофоны, мерные ленты и др.) устанавливаются на аэродромах, кораблях, полигонах, средствах связи и радиотехнического обеспечения, в центрах ЕС ОрВД.

Наземные нештатные средства регистрации используются, как правило, при выполнении специальных испытательных, исследовательских полетов и при проведении учений.

Все наземные устройства обработки полетной информации в зависимости от решаемых задач делятся:

на НУО, обеспечивающие отображение, декодирование данных первичных носителей информации;

на НУО, обеспечивающие автоматизированную обработку данных первичных полетной информации.

Основными задачами объективного контроля являются:

предотвращение выпуска в полет неисправного ЛА, а также экипажей, допустивших выход за летно-эксплуатационные ограничения (ЛЭО) или нарушения правил эксплуатации авиационной техники на земле и в воздухе;

контроль полноты и качества подготовки АТ к полетам, работы авиационной техники, средств связи и РТО в межрегламентный период эксплуатации, после выполнения регламентных, ремонтных работ и выполнения облетов, а также при подготовке и после выполнения испытательных (исследовательских) полетов;

контроль полноты, последовательности и качества выполнения полетных заданий, оценка уровня летной подготовки экипажей, воинских подразделений и воинских частей;

выявление причин неудовлетворительных результатов выполнения полетных заданий;

вскрытие недостатков в действиях ГРП и расчетов пунктов управления, РЛС и центров ЕС ОрВД при управлении полетами;

обеспечение расследований авиационных происшествий и инцидентов достоверными данными о параметрах полета ЛА, работоспособности его систем, действиях экипажа, переговорах членов

экипажа между собой, ГРП и с центрами ЕС ОрВД.

Объективный контроль в зависимости от его целей и полноты подразделяется на следующие виды: оперативный, специальный и полный.

Оперативный контроль – это проверка функционирования и работоспособности АТ, а также соблюдения условий безопасности полетов экипажем для принятия решения о допуске ЛА и экипажа к следующему полету. Оперативный контроль проводится перед полетом, в полете (на ЛА, оборудованных БАСК) и после каждого полета (выключения двигателя) по материалам БУР общего назначения.

Оперативный контроль проводится специалистами групп обработки и анализа полетной информации в целях:

выявления отказов и отклонений в работе АТ, нарушений в эксплуатации АТ летным и инженерно-техническим составом, нарушений экипажем режима полета и эксплуатационных ограничений;

проверки полноты и последовательности выполнения экипажем полетного задания.

Результаты оперативного контроля состояния АТ и правил ее эксплуатации специалисты группы обработки и анализа полетной информации должны доложить старшему инженеру полетов (дежурному инженеру), который принимает решение о допуске в следующий полет ЛА и экипажа. Информация о состоянии авиационной техники, отклонениях в работоспособности, а также нарушениях в ее эксплуатации и режимах полета заносится в журналы обработки и анализа полетной информации, учета обработки информации БУР по летному составу, учета обработки информации БУР по авиационной технике, учета обработки информации БУР на НУО.

Специальный контроль – углубленный контроль технического состояния авиационной техники и выполнения экипажами полетных заданий по данным БУР, БАСК, ФКП и ВКП, проверка правильности ведения радиопереговоров членов экипажа, лиц ГРП, центров ЕС ОрВД по записям бортовых и наземных материалов.

Специальный контроль проводится по данным СОК как между полетами, так и после завершения летной смены в сроки и в объеме, определяемые командиром авиационной воинской части.

Специальный контроль проводится в целях:

установления причин отказов АТ, выявленных при проведении оперативного контроля или по замечаниям летного состава;

анализа специалистами ИАС работоспособности авиационной техники после облета ЛА и ремонта на АРЗ, при поступлении ЛА в технико-эксплуатационную часть (ТЭЧ) по данным крайнего полета, после опробования авиационных двигателей техническим составом в сроки, установленные регламентом технического обслуживания;

анализа и оценки непосредственными командирами и начальниками служб выполнения полетных заданий по нормам Курса боевой подготовки, выявления инцидентов и ошибочных действий летного состава, лиц ГРП, центров ЕС ОрВД;

подготовки и обработки результатов испытательных (исследовательских) полетов;

прогнозирования состояния авиационной техники, контроля проведения тренировок летного состава;

проверки исправности и качества фотографирования бортовых и наземных фотоконтрольных приборов и записей магнитофонов на командных пунктах и средствах связи и РГО.

При проведении специального контроля состояния АТ после облета, как правило, анализируются все параметры, регистрируемые СОК. Перечень параметров, выводимых на каждую из сигналограмм, для каждого типа ЛА определяется из условий удобства и сокращения времени проведения анализа работоспособности различных систем ЛА и его силовой установки.

Анализ работоспособности АТ и правильности ее эксплуатации по записям СОК после облета должны проводить инженеры части (отряда) по специальности в соответствии с рекомендациями, разработанными для конкретного типа ЛА, а также в соответствии с делом облета самолетов, утвержденным командиром части. Материалы анализа докладываются заместителю командира части по ИАС для принятия решения о допуске ЛА к дальнейшей эксплуатации. Хранение материалов организуется в аэ до проведения очередного однотипного облета.

При поступлении ЛА в ТЭЧ ап для выполнения регламентных работ специальный контроль состояния АТ проводится начальни-

ком ТЭЧ ап по материалам СОК последнего перед регламентными работами полета этого ЛА. С этой целью на сигналограмме выводятся все аналоговые и разовые команды, регистрируемые СОК. Анализ информации бортовых СОК последней летной смены проводится начальниками групп регламентных работ каждым по своей специальности при приемке ЛА в ТЭЧ ап, после выполнения регламентных работ и опробования двигателей. Результаты анализа записываются в журналы начальников групп и докладываются начальнику ТЭЧ. В случае каких-либо отклонений в работе АТ необходимо дополнительно провести анализ материалов СОК предыдущих полетов, которые должны быть представлены в ТЭЧ ап вместе с ЛА.

Специальный контроль работоспособности АТ после ее ремонта на авиаремонтных предприятиях (АРП) проводится по информации, зарегистрированной СОК после облета ЛА (ознакомительном полете при приемке ЛА). Анализ материала облета выполняют совместно специалисты ИАС, назначенные для приемки ЛА от части, и представители АРП. Оценка работоспособности АТ производится в соответствии с методическими рекомендациями по применению информации СОК для определения режимов полета и оценки работоспособности систем ЛА, а также с учетом анализа полетной информации при облете ЛА после выполнения регламентных работ.

Специальный контроль по информации СОК проводится при выявлении отклонений в работе АТ и по замечаниям летного состава. В обоих случаях на сигналограммы выводятся те параметры, которые характеризуют работоспособность неисправной (отказавшей) системы. При анализе этих параметров определяются наиболее вероятные причины отклонений в работе той или иной системы. После устранения неисправности (отказа) необходимо произвести проверку системы с записью на СОК параметров, характеризующих ее работоспособность. Сигналограммы с записью параметров неисправной (отказавшей) системы и записью после устранения неисправности (отказа) должны храниться в аэ.

Полный контроль проводится с целью определения причин авиационных происшествий и инцидентов. Порядок проведения и объем полного контроля определяет председатель комиссии по расследованию авиационных происшествий, а при расследовании инцидента

– командир авиационной части.

Организация объективного контроля включает следующие этапы: постановку задач на использование СОК; планирование работ по использованию материалов ОК для проведения объективного контроля; подготовку обслуживания и применения СОК; сбор и доставку первичных носителей информации СОК (копий информации) в группы обработки и анализа полетной информации; обработку и дешифрирование данных с первичных носителей информации СОК; анализ материалов ОК для проведения оперативного, специального и полного контроля; подготовку материалов ОК для предварительного и полного разбора полетов.

Инженерно-технический состав, осуществляющий анализ технического состояния авиационной техники по данным СОК, должен знать функциональные возможности, технические характеристики, предположительные причины выдачи неправильной информации (ложных сообщений) бортовых и наземных СОК, уметь дешифрировать и анализировать данные СОК.

7.2. МЕТОДЫ АНАЛИЗА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И СОБЛЮДЕНИЯ УСЛОВИЙ БЕЗОПАСНОСТИ В ОДИНОЧНОМ ПОЛЕТЕ

Анализ технического состояния, правильности функционирования авиационной техники по данным бортовых СОК имеет целью своевременное выявление неисправностей отдельных функциональных систем ЛА и его силовой установки и предотвращение его выпуска в очередной полет с этими неисправностями.

При оценке технического состояния систем ЛА и его силовой установки используют совокупность аналоговых параметров и разовых команд, регистрируемых данным СОК, при этом возможности оценки работоспособности авиационной техники в значительной мере зависят от объема и перечня регистрируемой информации. В частности, информация, записанная с помощью таких бортовых СОК, как «Тестер-УЗ» или МСРП-64, позволяет непосредственно

оценивать работоспособность таких систем, как силовая установка, система управления в целом и поканально, взлетно-посадочные устройства, гидравлическая система, отдельные функциональные блоки и системы бортового оборудования.

При анализе технического состояния авиационной техники в конкретных полетах принимают следующие приемы анализа: выявление режимов полета с нетипичным изменением аналоговых параметров, характеризующих работоспособность систем ЛА, как косвенных признаков отказов техники; выявление отказов систем по специальным разовым сигналам (командам); использование по каждому конкретному изделию авиационной техники и типу бортовых СОК диагностических признаков предотказовых состояний систем ЛА, силовой установки и оборудования; сопоставление изменений параметров, характеризующих работу конкретного ЛА в данном полете, с изменением этих параметров, полученных в предыдущих полетах этого же летательного аппарата.

Сопоставление реальных записей параметров с записями, соответствующими нормальной работе техники, является основным методом анализа информации СОК при оценке состояния авиационной техники. При этом особое внимание должно уделяться выявлению отличий в изменении параметров и соответственно определению причин возникновения этих отличий. Конкретизация отличий реальных записей от эталонных может быть самой разнообразной: в уровнях записей отдельных параметров, в форме кривых, в нарушении последовательности появления разовых сигналов, во взаимном несоответствии изменения отдельных параметров и т.д. В частности, по взаимному несоответствию записей нормальной перегрузки и углового положения одной из половин стабилизатора можно вынести суждение о таком опасном отказе в системе продольного управления, как рассоединение проводки управления (рис. 7.1).

В начале разбега стабилизатор был отклонен до упора на кабрирование (участок *AB* на рис. 7.1). По мере увеличения скорости произошел отрыв переднего колеса и летчик стал уменьшать угол отклонения стабилизатора, переводя его в положение на пикирование (угол отклонения стабилизатора соответствовал +3 град в точке *D*, +10,5 град – в точке *C*). В то же время после отрыва самолета нор-

мальная перегрузка n_y увеличилась до +2 (точка K). Несоответствие между изменением перегрузки и угловым положением половины стабилизатора на участке MN свидетельствует о ненормальной работе системы продольного управления. При расследовании АП было установлено, что произошло рассоединение тяги между дифференциальным механизмом и левым рулевым приводом стабилизатора.

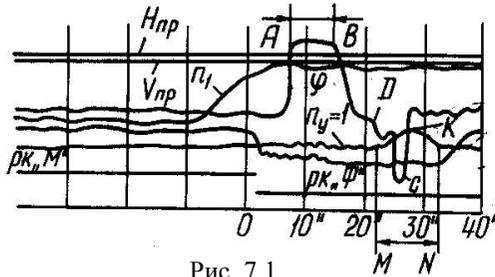


Рис. 7.1

Рассмотрим пример, иллюстрирующий отказ электроавтоматики двигателя при включении системы сдува пограничного слоя (СПС) при посадке путем сравнения реальной записи с эталонной для ЛА данного типа.

Нормальная работа автоматики двигателя на этом этапе полета характеризуется двумя основными признаками (рис. 7.2, а): прекращением регистрации разовой команды «Максималь» (i_M) и кратковременным появлением на $\Delta t = 0,5...1$ с разовой команды «Форсаж» (i_Φ).

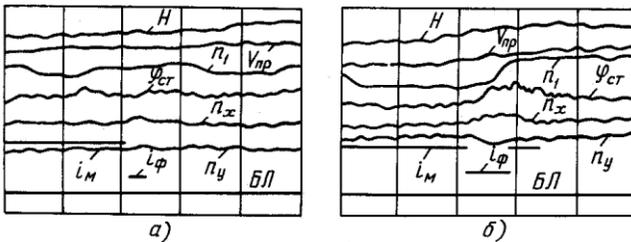


Рис. 7.2

В дальнейшем при нормально функционирующей системе СПС

что она явилась следствием отказа автоматики АРУ, изменяющей передаточные отношения от ручки управления к стабилизатору и загрузочному механизму. Это подтверждается тем, что зарегистрированное по записи максимальное отклонение стабилизатора -14 град при $V_{пр} = 800$ км/ч и $H = 1000$ м превышает возможное отклонение стабилизатора на этом режиме при исправной работе автоматики АРУ. Из-за увода штока АРУ на большое плечо летчику стало трудно правильно соразмерять величину усилий, прикладываемых к ручке, и ее перемещения, что привело к раскачке самолета.

В качестве примера, иллюстрирующего возможность прогнозной оценки технического состояния двигателя по материалам СОК, рассмотрим случай предупреждения разрушения дефлектора правого изделия одного из типов ЛА.

На рис. 7.4, *а* и 7.4, *б* представлены графики изменения значений максимальной виброскорости, регистрируемые системой МСП-64 на конкретном ЛА в течение значительного интервала времени при различных положениях ручки управления двигателями ($\alpha_{руд} = 0$ град, $\alpha_{руд} = 72$ град, $\alpha_{руд} = 115$ град). На графике 7.4, *а* показано изменение виброскорости в течение полутора лет, которое отслеживалось специальными группами диагностики авиационных двигателей ТЭЧ ап.

На заключительных участках графика заметна тенденция к увеличению виброскорости и приближению ее значений к максимально допустимым. Динамика изменения контролируемого параметра непосредственно перед принятием решения об остановке эксплуатации двигателей представлена на рис. 7.4, *б*. После опробования силовой установки и выполнения двух полетов специалистами ИАС по данным СОК было обнаружено резкое увеличение значений максимальной виброскорости, причиной которых явились трещины дефлектора двигателя.

Ряд отказов функциональных систем ЛА регистрируются непосредственно на сигналах (пленках) с помощью специальных разовых сигналов (команд). Эти сигналы формируются при выходе параметра, характеризующего состояние контролируемой системы, за граничное значение. Для оценки состояния и работоспособности конкретных типов авиационной техники по ин-

формации СОК разрабатывают и используют в практике частей методические рекомендации, в которых излагаются приемы и способы распознавания отказов ЛА, его силовой установки и оборудования, диагностические признаки отказов систем ЛА и даются рекомендации по распознаванию неэксплуатационных режимов (особых слу-

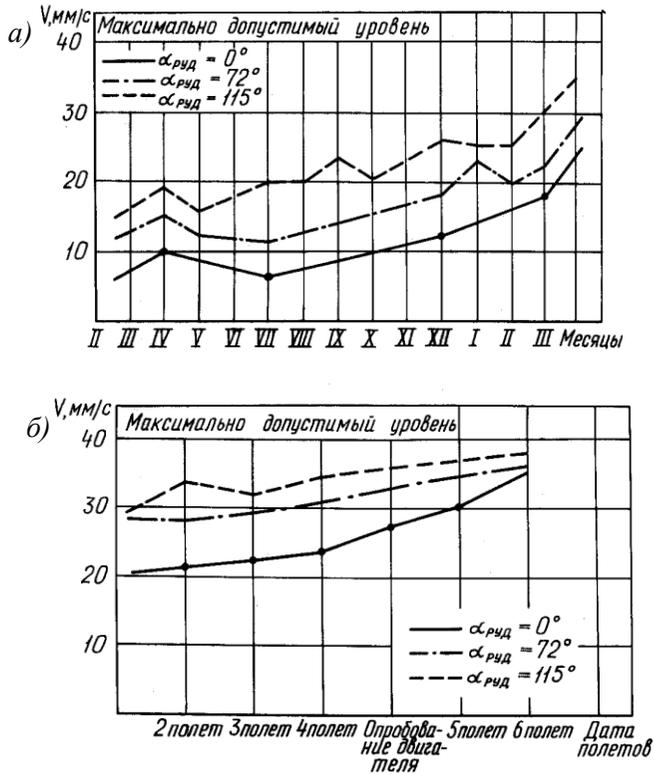


Рис. 7.4

чаев) полета.

Анализ соблюдения условий безопасности полета имеет целью выявление случаев превышения установленных для конкретного типа ЛА эксплуатационных ограничений. Основным способом анализа соблюдения условий БзП является контроль тех этапов полета, на которых параметры приближаются к экстремальным значениям. На таких этапах наиболее вероятен выход параметров полета за до-

пустимые значения. Углубленный анализ информации СОК по этим этапам позволяет выяснить причины нарушения условий БзП – отказ техники, ошибка летчика или воздействие на ЛА неблагоприятных внешних условий.

Для летательных аппаратов проверяется, не было ли превышения установленного ограничения по $V_{\text{пр макс}}$, особенно при маловысотных полетах, $n_{\text{у макс}}^3$ – при сложном пилотаже, в результате чего могут возникнуть остаточные деформации силовых элементов конструкции или даже разрушение отдельных из них. При посадке ЛА определяется посадочная скорость $V_{\text{пос}}$, перегрузка в момент касания ВПП, и их значения сравниваются с допустимыми. Превышение этими параметрами допустимых значений может привести к перегреву пневматиков и тормозов, к увеличению нагрузок на элементы шасси и планера, а следовательно, к увеличению вероятности их разрушения.

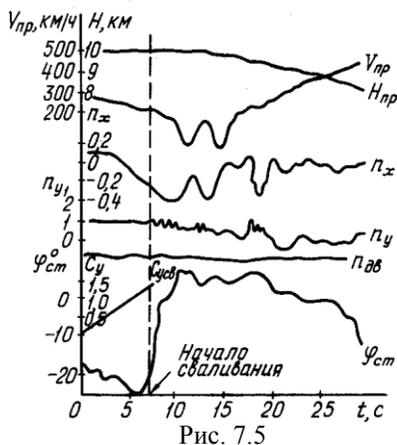
При маневрировании ЛА оценивается возможность его выхода на угол атаки, соответствующий сваливанию, возможность превышения $n_{\text{у макс}}^3$, возможность превышения допустимой угловой скорости крена, ограниченной из условия непопадания ЛА в режим аэроинерционного вращения.

При полете ЛА на околонулевых и отрицательных перегрузках необходимо учитывать время полета на этих перегрузках. Околонулевыми перегрузками считаются значения n_y в пределах от +0,2 до -0,2 единиц. Время полета при этом для большинства самолетов ограничено из-за возможности прекращения подачи топлива и масла в двигатель. Продолжительность полета с отрицательными перегрузками определяется запасом топлива и масла в отсеках отрицательных перегрузок.

При полете самолета на малых и предельно малых высотах определяются случаи снижения самолета ниже высоты, установленной полетным заданием. При включении и выключении форсажного режима работы двигателей, уборке и выпуске взлетно-посадочных устройств, изменении стреловидности крыла определяются $V_{\text{пр}}, H$

и n_y , значения которых должны быть в пределах, установленных инструкциями по эксплуатации данного типа ЛА.

Одной из важнейших задач анализа соблюдения условий БЗП следует считать выявление неэксплуатационных режимов полета: сваливания самолета, подхвата по перегрузке, выхода из пикирования при пуске ракет и стрельбе по наземным (морским) целям на высотах ниже предельно допустимых и т.д. Каждый из этих режимов характеризуется наличием особых признаков, по которым его можно отличить. Так, сваливание самолета при торможении в горизонтальном полете, как правило, сопровождается следующими характерными изменениями параметров: заметными угловыми скоростями вращения самолета при постоянных отклонениях органов управления (покачивании самолета с крыла на крыло, вожделения носа ЛА и т.д.); проявлением тряски или колебаниями параметров движения; потерей высоты после сваливания.



На рис. 7.5 представлено изменение параметров движения, зарегистрированных СОК, в процессе выхода самолета на второй режим полета и дальнейшего сваливания вследствие уменьшения скорости ниже эволютивной $V_{эв}$. Характерный признак сваливания в данном примере — колебания основных параметров движения ЛА ($n_y, n_x, V_{пр}$). После отдачи летчиком ручки управления от себя (стабилизатор на пикирование) скорость $V_{пр}$ полета увеличивается

и колебания указанных параметров прекращаются.

При анализе неэксплуатационных режимов полета особое внимание должно быть обращено на выявление причин, приведших к появлению данного события в полете. Объективное и всестороннее выявление таких причин способствует повышению эффективности профилактических мероприятий по предупреждению подобных случаев.

Наряду с рассмотренными в данном параграфе методами анализа соблюдения условий безопасности в одиночном полете крайне важно оценивать информацию СОК о групповых полетах летательных аппаратов. В этом случае объективному контролю подлежат: взаимное расположение ЛА в боевом порядке, определяемое кино-, фото- и видеосъемкой с земли, с других ЛА, а также фотографированием экранов бортовых радиолокационных станций и экранов индикаторов кругового обзора на пункте управления; взаимное расположение заправляемого самолета и самолета-заправщика – кино-, видео-съемкой с самолета, магнитофонной записью радиообмена экипажа.

7.3. ОСОБЕННОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ОБРАБОТКИ И ЭКСПРЕСС-АНАЛИЗА ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Рассмотренные выше методы анализа состояния авиационной техники по материалам СОК относятся к категории ручных (неавтоматизированных) и позволяют получать в основном качественную информацию. Они, как правило, не требуют проведения каких-либо специальных расчетов и применяются тогда, когда регистрируемые аналоговые параметры и разовые сигналы позволяют непосредственно или опосредованно определять отказ той или иной системы. Существенными недостатками этих приемов анализа являются их невысокая точность и большая трудоемкость, невозможность одновременного контроля большого числа параметров, высокая вероятность пропуска признаков и неисправностей авиационной техники.

Повышение эффективности использования информации СОК в целях получения достоверной оценки состояния авиационной техники в полетах связано с возможностями машинной обработки этой

информации с помощью специальных наземных устройств экспресс-обработки типа «Луч», «Маяк-85». Эти устройства позволяют производить автоматизированную обработку и экспресс-анализ полетной информации по разработанным программам.

Программа автоматизированной обработки информации, записанной системой «Тестер-УЗ» или МСРП-64, предусматривает ее дешифрирование с помощью ЦВМ, входящей в комплект этих устройств, и выдачу результатов на электрографической бумаге (сигналограмме) в виде аналоговых параметров по времени и меток разовых команд (рис. 7.6).

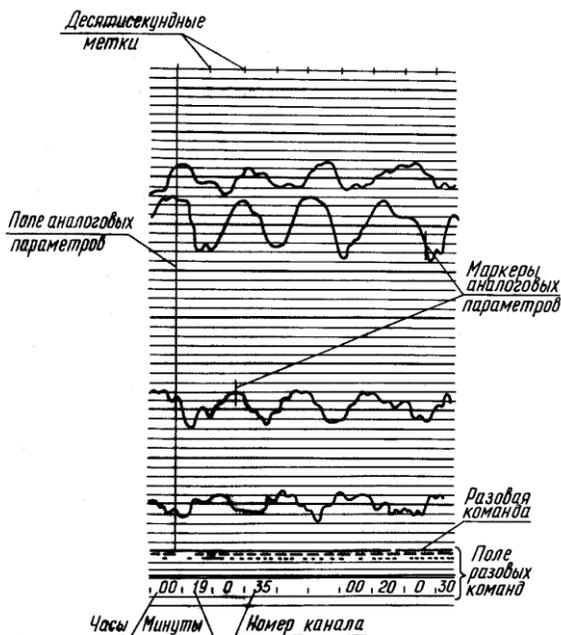


Рис. 7.6

Перечень аналоговых параметров и разовых команд, выводимых на поле сигналограммы в процессе автоматизированной обработки, устанавливается пользователем в зависимости от потребной информации при анализе БзП. Однако выводимые при оперативном контроле на сигналограмму аналоговые параметры и разовые команды должны соответствовать перечню, утвержденному для данного типа ЛА.

В конце сигналаграммы печатаются все необходимые для пользователя сведения, позволяющие определить принадлежность записи тому или иному аналоговому параметру, его количественное значение в данный момент времени. При необходимости результаты дешифрирования полетной информации могут выдаваться в цифровом виде.

Программа экспресс-анализа полетной информации основана на базе алгоритмов оценки технического состояния систем ЛА и его оборудования и оценки выходов за установленные эксплуатационные ограничения. Алгоритмы экспресс-анализа представляют собой логические функции, с помощью которых формируются признаки появления отказов и выходов ЛА за эксплуатационные ограничения. Перечень контролируемых событий – отказов и выходов за эксплуатационные ограничения – составляется исходя из перечня параметров, регистрируемых бортовыми СОК, их информативности, особенности работы систем ЛА и его эксплуатационных ограничений. В процессе выбора контролируемых параметров находится оптимальное решение между их количеством и сложностью алгоритмов обработки. Очевидно, что введение дополнительных контролируемых параметров позволяет увеличить полноту контроля систем ЛА и, как следствие, повышает его достоверность. С другой стороны, уменьшение числа таких параметров приводит к снижению сложности алгоритмов и устройств обработки информации. Вместе с тем, поскольку не все контролируемые параметры имеют одинаковую информационную ценность, большое практическое значение приобретает задача ранжирования этих параметров, то есть выявления тех из них, которые должны включаться в процедуру контроля в первую очередь. Выбранные по признаку наибольшей информативности контролируемые параметры вносятся в обязательный перечень регистрируемых и обрабатываемых параметров программы экспресс-анализа.

Результаты экспресс-анализа выдаются в виде сигналаграммы с установленным перечнем аналоговых параметров и разовых команд и в виде бланка экспресс-анализа. На этом бланке (рис. 7.7) указываются служебные параметры (номер ЛА, вылета, дата полета); номер события, заключающегося в выходе контролируемого параметра за допустимое значение; номер канала параметра и его экстре-

мальное физическое значение в период осуществления события; время начала и конца события; интервал времени обработки. Бланк экспресс-анализа является объективным документом для оценки состояния ЛА, соблюдения условий БЗП и принятия решения о выпуске летательного аппарата в последующий полет. Для повышения

<i>САМОЛЕТ 00000 РЕЙС 1422 26.12.1994г.</i>					
<i>СОБ: КАН: ЭКСТР. ЗИИ: Т НАЧ.: Т КОН.</i>					
<i>001</i>				<i>11.42.01</i>	<i>11.42.04</i>
<i>087</i>	<i>022</i>	<i>П=090.400</i>		<i>11.44.53</i>	<i>11.45.27</i>
<i>048</i>	<i>004</i>	<i>П=00630</i>		<i>11.44.59</i>	<i>11.45.02</i>
<i>051</i>	<i>004</i>	<i>П=00630</i>		<i>11.44.59</i>	<i>11.45.01</i>
<i>003</i>	<i>005</i>	<i>П=0675</i>		<i>11.45.33</i>	<i>11.48.27</i>
<i>015</i>	<i>004</i>	<i>П=10010</i>		<i>11.45.49</i>	<i>12.08.55</i>
<i>087</i>	<i>022</i>	<i>П=090.400</i>		<i>11.46.08</i>	<i>11.48.53</i>
<i>077</i>	<i>026</i>	<i>П=0073</i>		<i>11.49.16</i>	<i>11.49.49</i>
<i>058</i>	<i>005</i>	<i>П=0475</i>		<i>11.51.44</i>	<i>11.51.47</i>
<i>061</i>	<i>005</i>	<i>П=0475</i>		<i>11.51.44</i>	<i>11.51.47</i>
<i>003</i>	<i>005</i>	<i>П=0650</i>		<i>11.52.56</i>	<i>11.54.02</i>
<i>077</i>	<i>028</i>	<i>П=0072</i>		<i>12.17.14</i>	<i>12.17.31</i>
<i>..... Т</i>				<i>11.42.00</i>	<i>13.13.56</i>

Рис. 7.7

достоверности суждений и выводов о тех или иных событиях, зарегистрированных на бланке экспресс-анализа, можно дополнительно использовать информацию о событиях, регистрируемых на сигналограмме в виде аналоговых параметров.

В случае необходимости требуемая для такого анализа информация выводится на сигналограмму в режиме автоматизированной обработки. Это связано с появлением ложных событий, причины возникновения которых можно разделить на три группы: ошибки личного состава групп обработки и анализа полетной информации; неисправности средств регистрации и обработки полетной информации; ошибки в программном и алгоритмическом обеспечении.

К первой группе относятся неправильная группировка каналов регистрации параметров; подготовка перфолент с ошибочными данными; ошибки оператора при вводе исходных данных (пропуск необходимых данных, неправильное задание интервала обработки параметров полета, варианта подвесок и других данных).

Ко второй группе причин необходимо отнести неудовлетво-

рительное техническое состояние бортового регистратора или наземного устройства обработки, что приводит к появлению большого количества сбоев информации.

Третья группа связана с ошибками в алгоритмах, заложенных в программы экспресс-анализа, несоответствием их требованиям Руководства по летной эксплуатации, неправильным выбором границ допусков регистрируемых параметров, а также неправильным формированием признаков режимов работы АТ и этапов полета.

Программы экспресс-анализа при обработке полетной информации решают следующие задачи:

1. Контроль выхода параметров полета за летно-эксплуатационные ограничения с учетом конфигурации ЛА, наличия подвесок, остатка топлива и других факторов на всех режимах и этапах полета самолета.

2. Контроль работоспособности авиационной техники. При этом во всех программах экспресс-анализа в первую очередь выполняется контроль работы двигателей на всех режимах полета, включающий в себя оценку работоспособности программ регулирования топливной автоматики, входных и выходных устройств, контроль выхода параметра двигателей за допустимые значения. Кроме того, как правило, программы экспресс-анализа включают в себя алгоритмы по оценке работоспособности системы управления, в том числе и САУ, а также гидравлической системы, системы жизнеобеспечения, пилотажно-навигационных комплексов и других систем. Например, программа экспресс-анализа на одном из современных типов ЛА только по контролю работоспособности двигателей включает в себя 99 событий из 160.

3. Контроль правильности эксплуатации экипажем АТ на земле и в полете. При этом контролируются выдерживание режимов работы двигателей на основных этапах полета, наличие проверки системы управления ЛА, оборудования перед взлетом, соблюдение требований инструкций по эксплуатации САУ, противообледенительной системы и других систем.

4. Распознавание этапов полета и выдача на бланк экспресс-анализа информационных сообщений о них (например, скорость отрыва ЛА на взлете, угол атаки на взлете и посадке).

5. Распознавание режимов работы силовых установок и выдача

на бланк экспресс-анализа информационных сообщений о них, а также подсчет наработки двигателей на теплонапряженных режимах и количества выходов на этот режим в полете.

Помимо программ экспресс-анализа для конкретных типов АТ могут быть разработаны и использоваться другие специальные программы обработки полетной информации. Автоматизированная обработка полетной информации, реализованная в программе «Облет», предназначена для контроля полноты выполнения экипажем полетного задания после замены двигателей, выполнения регламентных работ, длительного хранения. Программа позволяет выявить и документировать факты по выполнению пунктов программы облета. Ее реализация сопровождается выводом сигналограмм с физическими значениями параметров, облегчающими оценку достоверности полученных событий и качества выполнения облета.

Программа «Пилотаж» осуществляет контроль полноты, последовательности и качества выполнения полетного задания на пилотаж. Она выполняет распознавание фигур пилотажа и выводит на бланк и сигналограмму физические значения параметров в виде, удобном для оценки качества выполнения полетного задания.

Программа «Маневр» предназначена для контроля полноты, последовательности и качества выполнения боевого маневрирования. Она выполняет распознавание видов маневров при боевом применении и сопровождается выводом физических значений параметров на бланк и сигналограмму в виде, удобном для оценки качества выполнения боевого маневрирования и соблюдения условий безопасности.

7.4. СТАТИСТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ АНАЛИЗА СОСТОЯНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И СОБЛЮДЕНИЯ УСЛОВИЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Эти методы базируются на использовании массива данных о каком-либо параметре Y или совокупности параметров, полученных в результате обработки информации СОК по множеству полетов и характеризующих состояние какой-либо функциональной системы

ЛА или его силовой установки, движение летательного аппарата или действий летчика. От полета к полету под воздействием различных, в общем случае неконтролируемых, причин параметр Y меняется случайным образом. Поэтому обработка массива данных по этому параметру может быть произведена методами математической статистики. Среди широкого круга задач, которые при этом могут решаться, рассмотрим три задачи, имеющие важное прикладное значение для анализа БЗП:

1. Каков в среднем запас до предельного значения $Y_{\text{пр}}$ рассматриваемого параметра?
2. Какова вероятность превышения $Y_{\text{пр}}$ в полетах?
3. От каких факторов зависят параметры распределения случайной величины Y и в каком направлении нужно воздействовать на эти факторы, чтобы свести к минимуму возможность выхода параметра за $Y_{\text{пр}}$?

Решение *первой задачи* сводится к оценке математического ожидания m_Y параметра Y и сравнению этой оценки с $Y_{\text{пр}}$. Для этого по статистике $Y_i, i = \overline{1, n}$, вычисляются оценки математического ожидания и дисперсии:

$$m_Y^* = \frac{\sum_{i=1}^n Y_i}{n}; \quad D_Y^* = \frac{\sum_{i=1}^n (Y_i - m_Y^*)^2}{n - 1}.$$

Ввиду ограниченного числа n реализаций параметра Y оценка m_Y^* имеет приближенный характер, поэтому необходимо вычислить доверительный интервал $I_\beta = (m_{Y_1}, m_{Y_2})$, в котором с наперед заданной, так называемой доверительной, вероятностью β находится истинная величина m_Y . Доверительный интервал с границами m_{Y_1}, m_{Y_2} характеризует точность расчета m_Y , а доверительная вероятность β – достоверность результатов расчета этой величины. Обычно задают вероятность β из диапазона 0,9...0,99. Если число реализаций $n \geq 30$, то можно считать, что доверительные гра-

ницы m_{Y_1}, m_{Y_2} расположены симметрично относительно m_Y^* . Они вычисляются по формулам $m_{Y_1} = m_Y^* + \varepsilon$, $m_{Y_2} = m_Y^* - \varepsilon$, где

$$\varepsilon = X(\beta) \sqrt{\frac{D_Y^*}{n}}.$$

Здесь X_β – значение аргумента, соответствующее равенству

$$\Phi_0(X_\beta) = \beta / 2.$$

Величина $\Phi_0(X_\beta)$ определяется по таблицам функции Лапласа.

Пример. По данным 40 реализаций максимальных значений C_y вблизи верхней точки петли Нестерова определено $m_{C_y}^* = 0,7$, $D_{C_y}^* = 0,02$. Требуется определить в среднем запас C_y до $C_{y\text{св}} = 1,1$ при доверительной вероятности $\beta = 0,95$. При $\beta = 0,95$ величина $X_\beta = 1,96$. Тогда

$$\varepsilon = 1,96 \sqrt{\frac{0,02}{40}} = 0,044;$$

$$m_{C_{y1}} = 0,7 - 0,044 = 0,656;$$

$$m_{C_{y2}} = 0,7 + 0,044 = 0,744.$$

По верхней доверительной границе, как следует из примера, запас до $C_{y\text{св}}$ в среднем составляет 0,356.

Если в среднем запас до $Y_{\text{пр}}$ мал и у исследователя есть основания полагать, что параметр Y с некоторой вероятностью q_Y в полетах может превышать свое предельное значение, решается *вторая задача*: оценка вероятности превышения $Y_{\text{пр}}$ в полетах. Для этого по массиву статистических данных строится эмпирическая функция распределения параметра Y . При этом целесообразно воспользоваться математическим аппаратом статистики экстремальных зна-

чений. Его суть сводится к тому, что экстремальные значения Y_3 (максимальные и минимальные) параметра Y подчиняются так называемым асимптотическим законам распределения независимо от вида распределения самой величины Y . Таким асимптотическим законом для описания распределения максимальных значений случайной величины Y является двойное экспоненциальное распределение

$$F_1(Y) = e^{-e^{-y}}, \quad (7.1)$$

где y – нормированное уклонение от моды.

Распределение (7.1) справедливо при условиях, что экстремальные значения случайной величины в реализациях независимы и эта случайная величина не ограничена либо справа (для наибольшего значения), либо слева (для наименьшего значения), либо в обоих направлениях. Процедура построения закона распределения (7.1) по опытным данным сводится к следующему:

1. В каждой k -й реализации ($k = \overline{1, n}$) изменения параметра Y определяется его экстремальное значение $Y_{\partial k}$.

2. Полученные значения $Y_{\partial k}$ располагаются в вариационный ряд в порядке возрастания $Y_{\partial 1} < Y_{\partial 2} < \dots < Y_{\partial k} \dots < Y_{\partial n}$.

3. Для каждого члена вариационного ряда вычисляются его накопленная частота (вероятность)

$$F_1(Y_k) = \frac{k}{n+1}$$

и нормированное уклонение

$$y_k = -\ln[-\ln F_1(Y_k)]. \quad (7.2)$$

4. В координатах $F_1(Y), y, Y$ на поле вероятностной бумаги наносятся точки, соответствующие экстремальным значениям Y_k и вычисленным по формуле (7.2) значениям y_k . Вероятностная бумага для данного распределения представляет собой прямоугольную сетку, на которой масштаб выбран таким образом, чтобы график функции распределения имел вид прямой линии. Через точки с

координатами Y_k, y_k приближенно или методами математической статистики проводится аппроксимирующая прямая линия, которая и является искомой функцией распределения

На рис. 7.8 сплошной линией показано двойное экспоненциальное распределение максимальных значений коэффициента подъемной силы вблизи верхней точки петли Нестерова (полупетли). Данные по экспериментальным значениям C_y , полученные

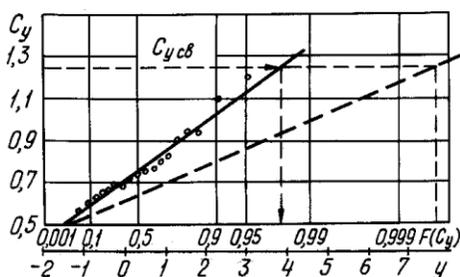


Рис. 7.8

обработкой информации СОК, приведены в табл. 7.1. Вероятность превышения предельного значения $C_{ycв} = 1,25$ в рассматриваемом примере определяется значением

$$q_{C_y} = q(C_y > C_{ycв}) = 1 - F_1(1,25) = 0,02.$$

Большая вероятность сваливания при выполнении петли потребовала разработки специальных мероприятий.

На этом же рисунке штриховой линией показано распределение $C_{yэ}$ после реализации этих мероприятий. Из этого распределения следует, что $q_{C_y} = 0,00045$. Таким образом, сравнение двух эмпирических распределений дает возможность оценить эффект мероприятий, направленных на повышение безопасности полетов.

Ранее было отмечено, что применение закона распределения (7.1) обосновано в тех случаях, когда на изменение параметра Y практически нет ограничений. Так, например, к числу таких параметров можно отнести угол крена γ , отклонение высоты полета от.

Т а б л и ц а 7.1

C_{y_3}	V_{np} , км/ч	H , м	C_{y_3}	V_{np} , км/ч	H , м
0,688	965	1150	0,932	970	1250
0,722	1050	500	0,720	1030	1500
0,822	1040	900	0,591	1080	1250
0,902	950	1300	0,798	900	1550
0,698	1010	1650	0,929	875	1200
0,657	1050	350	0,564	975	1000
0,753	1020	1350	0,743	1000	850
1,095	910	1150	0,753	890	1200
0,634	970	1050	1,21	925	1750
0,648	1020	1250	0,696	1020	850

заданной ΔH и т.д. Для параметров, пределы значения которых ограничены, использование закона распределения (7.1) может дать завышенную оценку вероятности превышения их предельных значений. В этом случае правомерно и целесообразно применение асимптотического распределения третьего типа, для которого функция распределения максимальных значений случайной величины имеет вид

$$F_{III}(Y) = \begin{cases} e^{-\left(\frac{b-Y}{b-v}\right)^\alpha} & \text{при } Y < b; \\ 1 & \text{при } Y \geq b, \end{cases} \quad (7.3)$$

где b – фиксированное значение, ограничивающее Y ; v – параметр распределения; α – масштабный коэффициент.

Обозначим $z = \ln(b - Y)$, $U = \ln(b - v)$, тогда

$$\frac{b - Y}{b - v} = e^{z - U}$$

и распределение (7.3) приводится к виду (7.1): $F_1(z) = e^{-e^{-y}}$, где $y = \alpha(U - z)$.

Распределение третьего типа (7.3) можно строить на той же вероятностной бумаге, что и распределение первого типа, если в качестве наблюдений рассматривать не величину Y , а $z = \ln(b - Y)$.

Процедура построения эмпирического закона распределения при этом следующая:

1. Для известных значений Y_k ($k = \overline{1, n}$) вычисляются значения $z_k = \ln(b - Y_k)$.

2. Вычисленные значения z_k располагаются в вариационный ряд $z_1 > z_2 > \dots > z_k > \dots > z_n$.

3. Для каждого члена вариационного ряда вычисляются накопленная частота

$$F_1(z_k) = \frac{k}{n+1}$$

и нормированное уклонение $y_k = -\ln[-\ln F_1(z_k)]$.

4. Точки с координатами y_k, z_k наносятся на поле вероятностной бумаги, через их массив проводится аппроксимирующая прямая, которая и является искомой функцией распределения $F_1(z)$.

На рис. 7.9 изображено распределение величины $z = \ln(b - C_y)$. Величина b принята равной 1,4; значения C_y заимствованы из табл. 7.1. Из данного распределения видно, что вероятность превышения $C_{y_{св}} = 1,25$; $q_{C_y} = 0,01$. Заметим, что без учета ограничения ранее получено $q_{C_y} = 0,02$.

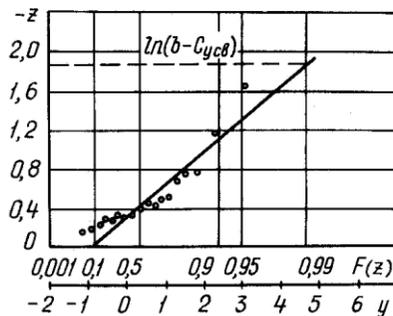


Рис. 7.9

Для того чтобы целенаправленно проводить мероприятия, направленные на уменьшение вероятности превышения параметром

Y своего предельного значения, необходимо прежде всего выявить, в какой степени зависит от того или иного фактора $X_1, X_2, X_3, \dots, X_m$ распределение параметра Y , то есть решить *третью задачу*. Для этих целей может быть использован регрессионный и корреляционный анализ.

Регрессионный анализ позволяет выявить, как в среднем изменяется зависимая величина Y при изменении факторов $X_1, X_2, X_3, \dots, X_m$, на нее влияющих. Перечень эксплуатационных факторов $X_1, X_2, X_3, \dots, X_m$, подлежащих анализу, выбирается исследователем исходя из существа рассматриваемой задачи, и в процессе исследования этот перечень может уточняться. По имеющимся статистическим данным $Y_k, X_{1k}, X_{2k}, X_{3k}, \dots, X_{mk}$ ($k = \overline{1, n}$) определяется уравнение регрессии

$$m_{Y_p} = f(X_1, X_2, \dots, X_m). \quad (7.4)$$

Зависимость (7.4) может быть как линейной, так и нелинейной. Для удобства расчетов часто используется предположение о линейности уравнения регрессии:

$$m_{Y_p} = a + \sum_{j=1}^m b_j X_j. \quad (7.5)$$

Если описываемое явление не может быть представлено зависимостью (7.5) линейного вида, то есть она является нелинейной, то путем преобразования аргументов X_j по алгоритмам $V_j = f_j(X_j)$ зависимость приводится к линейной. В дальнейшем для рассуждений и анализа используем уравнение (7.5). В этом уравнении a, b_j – коэффициенты множественной регрессии, подлежащие определению. Расчет коэффициентов a, b_j производится методом наименьших квадратов, в соответствии с которым должно быть обеспечено

$$I = \sum_{k=1}^n (Y_k - a - b_1 X_{1k} - b_2 X_{2k} - \dots - b_m X_{mk})^2 = \min. \quad (7.6)$$

На основе (7.6) составляется система алгебраических уравнений, позволяющая определить неизвестные коэффициенты:

$$\frac{\partial I}{\partial a} = 0, \quad \frac{\partial I}{\partial b_j} = 0 \quad (j = \overline{1, m}).$$

Разброс значений параметра Y относительно m_{y_p} , определяемых уравнением множественной линейной регрессии (7.5), оценивается средним квадратичным отклонением:

$$\sigma_{Y X_1, \dots, X_m} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n (Y_k - m_{y_p k})^2}{n - m - 1}}.$$

Корреляционный анализ позволяет выявить, какая доля вариации параметра Y объясняется вариацией факторов X_1, \dots, X_m , на него влияющих. Для оценки связи между Y и факторами X_1, \dots, X_m используется квадрат коэффициента множественной корреляции:

$$r_{Y X_1, \dots, X_m}^2 = 1 - \frac{\sigma_{Y X_1, \dots, X_m}^2 (n - m - 1)}{\sigma_Y^2 (n - 1)},$$

где σ_Y – среднее квадратическое отклонение параметра Y , определяемое выражением

$$\sigma_Y = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n (Y_k - m_Y)^2}{n - 1}}.$$

Чистое влияние каждого фактора X_j на параметр Y количественно может быть оценено квадратом коэффициента частной корреляции:

$$r_{Y X_j \cdot X_1, \dots, X_{j-1}, X_{j+1}, \dots, X_m}^2 = \frac{1 - r_{Y X_1, \dots, X_m}^2}{1 - r_{Y X_1, \dots, X_{j-1}, X_{j+1}, \dots, X_m}^2},$$

где $r_{Y X_1, \dots, X_{j-1}, X_{j+1}, \dots, X_m}^2$ – квадрат коэффициента множественной

корреляции, вычисленного при исключении фактора X_j из анализа.

Коэффициент частной корреляции определяет корреляцию (вероятностную зависимость) между параметром Y и фактором X_j при исключении линейной зависимости Y от остальных факторов, искажающих эту корреляцию.

Весьма часто на практике требуется исследовать влияние на параметр Y только одного фактора, то есть рассмотреть уравнение регрессии

$$m_Y = a + bx. \quad (7.7)$$

В соответствии с критерием (7.6) система уравнений для определения неизвестных коэффициентов имеет вид

$$\frac{\partial I}{\partial a} = -2 \sum_{k=1}^n (Y_k - a - bX_k) = 0; \quad (7.8)$$

$$\frac{\partial I}{\partial b} = -2 \sum_{k=1}^n (Y_k - a - bX_k) X_k = 0. \quad (7.9)$$

Опуская постоянный множитель -2 , приведем уравнения (7.8) и (7.9) к виду

$$\sum_{k=1}^n Y_k - a_n - b \sum_{k=1}^n X_k = 0;$$

$$\sum_{k=1}^n Y_k X_k - a \sum_{k=1}^n X_k - b \sum_{k=1}^n X_k^2 = 0.$$

Решая эти уравнения, получаем после несложных преобразований

$$a = m_Y - b m_X, \quad b = \frac{K_{YX}}{D_X} = r_{YX} \frac{\sigma_Y}{\sigma_X},$$

где K_{YX} – корреляционный момент величины Y и X ; r_{YX} – нормируемый коэффициент корреляции тех же величин; σ_Y и σ_X – средние квадратичные отклонения Y и X .

Подставляя выражения для коэффициентов a и b в уравнение

(7.7), получаем

$$m_{Y_p} = m_Y + r_{YX} \frac{\sigma_Y}{\sigma_X} (X - m_X).$$

На рис. 7.10 показаны возможные случаи положения линии одиночной регрессии в зависимости от знака r_{YX} . Заметим, что при $|r_{YX}| = 1$ зависимость Y от X из вероятностной превращается в функциональную.

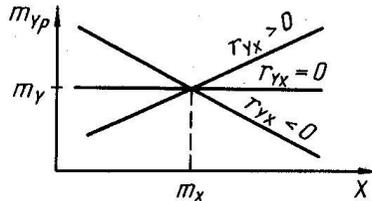


Рис. 7.10

Для иллюстрации применения метода регрессионного анализа влияния различных факторов на исследуемый параметр рассмотрим пример.

Пример. Требуется проанализировать влияние высоты и скорости ввода в петлю Нестерова на максимальное значение C_y вблизи верхней точки петли (исходные данные приведены в табл.7.1). В соответствии с критерием (7.6) вычислены неизвестные коэффициенты уравнения множественной регрессии $m_{C_{y_p}} = a + b_1 V + b_2 H$ и неизвестные коэффициенты уравнений одиночных регрессий:

$$m_{C_{y_p}} = a_V + b_V H;$$

$$m_{C_{y_p}} = a_H + b_H V.$$

Они оказались следующими:

$$a = 2,312; \quad b_1 = -0,001632 \text{ ч} \cdot \text{км}^{-1}; \quad b_2 = 0,00006 \text{ м}^{-1};$$

$$a_V = 2,5; \quad b_V = -0,001778 \text{ ч} \cdot \text{км}^{-1};$$

$$a_H = 0,56; \quad b_H = 0,0001757 \text{ м}^{-1}.$$

На рис.7.11 сплошными линиями приведены одиночные регрессии, а штриховыми – множественные, вычисленные соответственно при $H = 1000$ м и $V_{пр} = 1000$ км/ч. Из приведенных графиков видно, что чистое влияние $V_{пр}$ и H на изменение C_y меньше, чем видимые соотношения между C_y и $V_{пр}$, C_y и H , определяемые уравнениями одиночных регрессий.

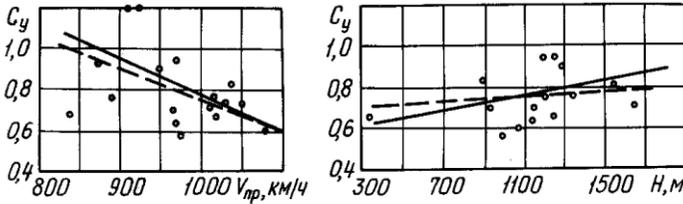


Рис. 7.11

Результаты расчетов квадратов коэффициентов корреляции следующие: $r_{C_y, V, H}^2 = 0,378$; $r_{C_y, V}^2 = 0,291$; $r_{C_y, H}^2 = 0,0235$. Из проведенного анализа следует, что 37,8% вариаций C_y обусловлено изменением скорости и высоты ввода в петлю, при этом преимущественное влияние на вариации C_y (29,1%) оказывает скорость ввода в петлю.

Регрессионный и корреляционный анализы позволяют выявить влияние на работоспособность техники целого ряда эксплуатационных факторов: времени наработки, числа посадок и т.д., проанализировать состояние техники.

Проиллюстрируем это на конкретном примере. Произошло авиационное происшествие, вызванное остановкой двигателя при полете на большой высоте. Предполагается, что причиной этого явилось отсутствие давления в расходном баке топливной системы. По данным замеров на ряде самолетов с различной наработкой определена величина поддавливания ΔP в расходном топливном баке. Результаты замеров изображены точками на поле графика с координатами $\Delta P, t_H$ (рис.7.12). Требуется оценить вероятность отказа клапана насоса поддавливания в зависимости от времени его наработки.

Под отказом клапана поддавливания в данном случае понимается такое его состояние, при котором величина поддавливания составляет $\Delta P \leq \Delta P_{\text{мин доп}} = 7 \text{ кПа}$.

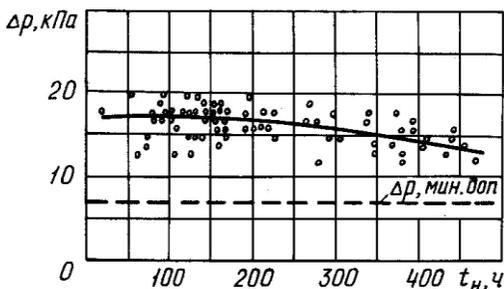


Рис. 7.12

Применение методов регрессионного и корреляционного анализа к имеющимся экспериментальным данным позволило получить следующие результаты:

1. Зависимость ΔP от времени наработки клапана может быть аппроксимирована уравнением регрессии вида $m_{\Delta P} = a + bt_H + ct_H^2$, где $a = 17,5 \text{ кПа}$, $b = 6 \cdot 10^{-4} \text{ кПа} \cdot \text{ч}^{-1}$; $c = -3 \cdot 10^{-5} \text{ кПа} \cdot \text{ч}^{-2}$.

2. Разброс значений ΔP относительно линии регрессии, оцениваемый средним квадратичным отклонением, $\sigma_{\Delta P t_H} = 1,95 \text{ кПа}$.

3. Значение квадрата корреляции $r_{\Delta P t_H}^2 = 0,3$ указывает на то, что 30% вариаций ΔP обеспечиваются временем наработки клапана, а остальные 70% – объясняются другими факторами, не учтенными в анализе.

Так как поддавливание ΔP зависит от времени наработки клапана вероятностным образом, то прогнозирование отказов может быть выполнено только в вероятностном смысле. Вероятность отказа клапана можно определить, исходя из того, что при фиксированном времени наработки величина поддавливания распределена по нормальному закону с параметрами распределения $m_{\Delta P}$, $\sigma_{\Delta P t_H}$.

$$q_{\text{кл}} = \int_0^{\Delta P_{\text{мин доп}}} f(\Delta P) d\Delta P,$$

$$\text{где } f(\Delta P) = \frac{1}{\sigma_{\Delta P t_H} \sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{(\Delta P - m_{\Delta P_p})^2}{2\sigma_{\Delta P t_H}^2}\right].$$

На рис. 7.13 показаны результаты расчета вероятности отказа клапана поддавливания в зависимости от времени его наработки.

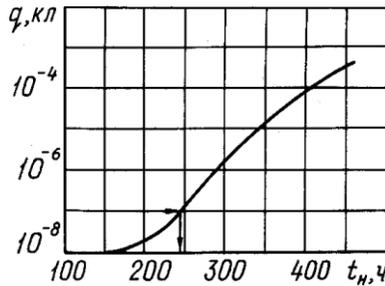


Рис. 7.13

Пользуясь этими результатами, при известном значении вероятности $q_{\text{кл}}$ возможно определить допустимое время наработки клапана.

Регрессионный и корреляционный анализы дают возможность выявить формальные зависимости между переменными, одни из которых рассматриваются как независимые переменные, то есть факторы, а другие – как зависимые переменные, то есть исследуемые параметры, на которые факторы оказывают определенное влияние. Получаемые формальные зависимости точно вскрывают причинно-следственные связи между исследуемыми переменными, если факторы независимы друг от друга. Выявление причинных зависимостей определяет правильную разработку профилактических мероприятий по повышению безопасности полетов. Если факторы зависимы друг от друга, регрессионный и корреляционный анализы могут не выявить правильный характер причинно-следственных связей между исследуемыми переменными. В этих случаях наиболее целесообразно применение методов факторного или причинного анализа.

7.5. РАЗРАБОТКА ПО ДАННЫМ ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ МЕРОПРИЯТИЙ, ПОВЫШАЮЩИХ БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

Мероприятия, разрабатываемые на основе анализа информации средств объективного контроля, являются составной частью организационно-профилактической работы, проводимой в частях по обеспечению безопасности полетов. На основании анализа информации СОК, проводимого в рамках оперативного и специального контроля, разрабатываются и реализуются оперативные мероприятия:

- отстранение от дальнейших полетов ЛА с выявленными отказами и неисправностями;

- проведение оперативных осмотров авиационной техники в целях предупреждения повторяемости отказов и неисправностей;

- выборочный контроль состояния систем и агрегатов ЛА в период подготовки к последующим полетам, если в предыдущих полетах имели место нарушения некоторых условий БзП. Например, осматриваются элементы шасси, узлы его крепления к конструкции ЛА, если на посадке было превышено допустимое значение нормальной перегрузки. На отдельных ЛА при таком нарушении условий БзП могут осматриваться в пределах видимости лопасти первых ступеней компрессора двигателя, а также входное и выходное устройства силовой установки и т.д.;

- отстранение от полетов экипажей, допустивших грубые нарушения условий БзП и правил эксплуатации авиационной техники в полете и на земле. При этом командир, определенный в плановой таблице, совместно с экипажем по материалам СОК проверяет соответствие фактического профиля и режима полета заданному на всех этапах от взлета до посадки, выявляет не предусмотренные заданием и командами руководителя полетов элементы полета, анализирует качество выполнения полетного задания по технике пилотирования, самолетовождению и боевому применению с указанием экипажу на допущенные ошибки;

- использование информации о выявленных неисправностях, отказах и ошибках личного состава при подготовке авиационной техники и экипажей к выполнению последующих полетов.

Результаты специального контроля используются командиром части при разборе полетов, где наряду с отлично выполненными полетами демонстрируются и анализируются полеты с характерными и грубыми ошибками личного состава или имевшими место в полете отказами авиационной техники.

На основании результатов этого контроля командир и его заместители разрабатывают мероприятия по совершенствованию методики обучения личного состава и учитывают их при планировании полетов на следующий летный день (смену). В тех случаях, когда средствами ОК выявляются неисправности и отказы авиационной техники, создающие реальную угрозу безопасности полетов и требующие проведения доработок, в части проводятся следующие мероприятия:

технические разборы и занятия с личным составом с использованием информации СОК, анализом проявления неисправностей и отказов, их физической сущности, возможных причин возникновения и предполагаемых мероприятий по их устранению;

просмотр записей 4-5 последних полетов каждого ЛА, а также результатов апробирования двигателей с целью обнаружения аналогичных случаев проявления неисправности;

целевые осмотры и проверки на каждом ЛА агрегатов, узлов, электрических цепей, блоков, неисправность которых обнаружена средствами ОК на аналогичном типе летательных аппаратов;

разовая проверка на работоспособность систем и агрегатов с применением проверочной аппаратуры, визуального контроля или записывающей аппаратуры.

Результаты статистического анализа данных СОК за длительный период эксплуатации летательных аппаратов конкретного типа используются для проведения мероприятий более широкого плана, таких, как разработка предложений по совершенствованию методики обучения личного состава и предупреждению его ошибок при эксплуатации авиационной техники, по совершенствованию руководств по летной и технической эксплуатации, а также другой документации, разработка предложений по модификации авиационной техники, оценка эффективности выполняемых доработок.

Результаты статистического анализа данных СОК также могут быть использованы при проведении научных исследований по БзП.

7.6. ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СРЕДСТВ ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ

Расширение круга задач использования полетной информации сопровождалось совершенствованием всех средств объективного контроля, используемых в авиации Вооруженных Сил. Переход на цифровую запись информации на магнитный носитель позволил перейти к ее автоматизированной обработке.

Широко распространенные СОК «Тестер», МСРП обеспечивают запись значительного объема полетной информации. Так, МСРП-А-0.1 регистрирует до 300 аналоговых параметров и разовых команд. Однако анализу подвергается немногим более 20% зарегистрированной информации. Такое положение объясняется, во-первых, тем, что существующие технические возможности наземных устройств обработки не обеспечивают полной и оперативной обработки зарегистрированной информации вследствие ограниченных вычислительных возможностей этих устройств и, во-вторых, большим потребным временем на обработку зарегистрированной информации в течение одного полета при большой их интенсивности.

Для повышения эффективности использования СОК, оперативности и качества обработки полетной информации совершенствуется специальное программное обеспечение находящихся в эксплуатации наземных устройств обработки типа «Луч», «Маяк», «Маяк-85». В первую очередь это относится к совершенствованию программ экспресс-анализа.

Другим направлением в повышении эффективности использования полетной информации является разработка новых автоматизированных систем ее обработки.

Широкие возможности автоматизированной обработки и анализа полетной информации дает система «Топаз», основой которой служит ПЭВМ. Ввод данных в нее осуществляется при помощи специального адаптера, тип которого определяется средством объективного контроля («Тестер», МСРП-64, МСРП-256) и предусматривает возможность использования переносного магнитофона (например, типа «Обзор»). Необходимые дополнительные данные, например

бортовой номер ЛА, фамилия и код летчика и ряд других, вводятся оператором с пульта ПЭВМ.

Обработка информации на системе «Топаз» осуществляется в два этапа. На этапе оперативного контроля производится пересчет параметров в размерные величины с учетом индивидуальных тарифов; устраняются сбои в записях СОК; производится экспресс-анализ с регистрацией нарушений летно-технических ограничений и состояния бортовых систем; определяются события отказа АТ и при их наличии выдается протокол с описанием полетной ситуации, когда произошел отказ; распознаются фигуры пилотажа и боевые маневры; определяются факты превышения ограничений с учетом типов подвесок и остатка топлива. В процессе оперативного контроля оценивается полнота выполнения полетного задания и определяется точность параметров выполнения каждой фигуры пилотажа в соответствии с Курсом боевой подготовки.

Второй этап обработки информации производится в процессе послеполетной подготовки. Его целью является всесторонний анализ выполненного полетного задания.

Для оперативного проведения послеполетной подготовки в комплексе «Топаз» используется класс объективного контроля, в состав которого входит 6...12 персональных ЭВМ. Они связаны между собой и центральной машиной, образуя локальную цепь. В классе объективного контроля может быть решен широкий класс задач, направленных главным образом на обучение летного состава. При этом проводится детальный анализ выполненного полетного задания, например построение траектории как полета в целом, так и отдельных фигур и маневров, в том числе участков выхода за коридор удовлетворительных (или, по желанию, хороших) оценок, точности выдерживания того или иного параметра, показ опасного приближения к ограничениям и т.д. Кроме того, могут быть построены образ ЛА в трехмерном пространстве и траектории полета с выдачей на экран монитора требуемого набора параметров.

Помимо всестороннего анализа выполненного полета класс объективного контроля обеспечивает подготовку к предстоящему полету. Для этой цели предусмотрено создание серии обучающих программ. Результаты анализа выполненных полетов конкретным летчиком хранятся в запоминающих устройствах системы «Топаз» для

оценки его последующих действий при выполнении аналогичных упражнений Курса боевой подготовки.

В целях всестороннего анализа состояния безопасности полетов и управления ее уровнем в масштабах соединений и объединений возникает необходимость создания информационного обеспечения для решения этих задач. Это может быть достигнуто путем создания автоматизированных информационных систем (АИС). Более подробно назначение, структура, принципы функционирования АИС будут рассмотрены в главе 9.

оценки его последующих действий при выполнении аналогичных упражнений Курса боевой подготовки.

В целях всестороннего анализа состояния безопасности полетов и управления ее уровнем в масштабах соединений и объединений возникает необходимость создания информационного обеспечения для решения этих задач. Это может быть достигнуто путем создания автоматизированных информационных систем (АИС). Более подробно назначение, структура, принципы функционирования АИС будут рассмотрены в главе 9.

Глава 8. ОРГАНИЗАЦИЯ И МЕТОДЫ РАССЛЕДОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ И ИНЦИДЕНТОВ

8.1. ЦЕЛЬ, ЗАДАЧИ И ПРИНЦИПЫ РАССЛЕДОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ

Главной целью расследования авиационного происшествия является установление причин и принятие мер по их предотвращению в будущем. Достигается эта цель путем выявления всех опасных факторов-причин, приведших к созданию и развитию в полете особой ситуации. В соответствии с концепцией предотвращения АП по каждому из выявленных факторов-причин оперативно разрабатываются и реализуются мероприятия по их устранению, а в случае невозможности устранения – по уклонению от них или снижению опасности последствий.

Таким образом, расследование АП является одним из важнейших направлений работ авиационных специалистов по обеспечению БЗП. По своему характеру расследование АП не должно быть обвинительным, а направлено на поиск его причин. По уровню сложности решаемых задач и применяемым методам расследование АП проводится на уровне научно-исследовательских работ и требует участия высококвалифицированных специалистов.

В процессе расследования АП решаются следующие основные задачи:

1. Восстановление обстоятельств возникновения и развития в полете особой ситуации, перехода ее в аварийную или катастрофическую.

2. Установление на основе причинно-следственного анализа связей между цепочкой событий в полете и факторов-причин, приведших к АП.

3. Выявление всех опасных факторов функционирования авиационной системы.

4. Разработка рекомендаций по предотвращению АП в будущем. Основными принципами расследования АП являются:

1. Многофакторность. Этот принцип предусматривает выявление

всех отклонений от нормального функционирования авиационной системы и оценку их влияния на исход полета. Статистика показывает, что большинство АП происходит в результате проявления и взаимного влияния нескольких (иногда и более десятка) факторов-причин.

2. Достоверность и объективность расследования. Необходимы оценка достоверности каждого установленного факта и документальное оформление всего хода расследования, фиксация и сохранение вещественных доказательств на срок, определенный для расследования АП.

3. Научная доказательность. Все заключения и выводы об опасных факторах должны быть основаны на достоверных фактах, а в случае необходимости подтверждены результатами расчетов, моделирования, специальных экспериментов и испытаний. Для решения наиболее сложных задач в ходе расследования привлекаются высококвалифицированные эксперты из научно-исследовательских организаций, предприятий промышленности, учебных заведений.

4. Независимость и профессионализм. Специалисты, включаемые в состав комиссии по расследованию, должны быть непричастными к данному АП и иметь специальную подготовку.

5. Оперативность расследования. Расследование должно быть проведено в минимально короткие сроки, в течение которых необходимо не только установить факторы-причины, но и разработать рекомендации по предотвращению подобных АП в будущем. Продолжительность расследования АП, как правило, не должна превышать 30 суток. За начало расследования принимается дата АП, за окончание – дата подписания акта расследования.

8.2. ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ И НАПРАВЛЕНИЯ РАБОТ ПО РАССЛЕДОВАНИЮ АВИАЦИОННОГО ПРОИСШЕСТВИЯ

В военной авиации расследование АП проводится в соответствии с основным руководящим документом – Правилами расследования авиационных происшествий и инцидентов с государственными воздушными судами в Российской Федерации.

Процесс расследования можно условно разбить на три основных

этапа:

- 1) предварительные, поисково-спасательные и организационные работы;
- 2) непосредственная работа комиссии по расследованию АП;
- 3) оформление акта расследования, составление донесения и разбор АП.

Последовательность и основные направления работ по расследованию АП показаны на рис. 8.1.

8.2.1. Предварительные, поисково-спасательные и организационные работы

Первоначальные действия начинаются с момента получения сообщения об АП от экипажа, при потере радиосвязи с находящимся в полете экипажем и пропадании отметки ЛА на экранах РЛС, по докладам должностных лиц части или свидетелей. Доклад об АП в устной форме представляется командиром части по команде, а также передается по линии командных пунктов немедленно.

Дальнейшие действия должны выполняться в каждой авиационной части в соответствии со специальной инструкцией, определяющей обязанности и действия должностных лиц при АП.

Немедленно организуется поиск и спасение экипажа. При обнаружении места падения ЛА и приземления членов экипажа принимаются меры по оказанию медицинской помощи и эвакуации членов экипажа и пассажиров, ликвидации пожара, розыску и сохранению накопителей информации БУР, удалению взрывоопасных и радиоактивных предметов, спасению ценных грузов и документации. Организуется охрана места АП для исключения доступа посторонних лиц.

Исследование места падения АП позволяет получить важную информацию о развитии в полете особой ситуации, параметрах движения ЛА, режимах работы силовой установки и систем, наличии в полете пожара или разрушения конструкции. Поэтому организуется тщательные осмотр и регистрация объектов АТ, следов столкновения ЛА с препятствиями. Осмотр и изучение места АП должны производиться в минимально короткие сроки в связи с возможностью утраты вещественных доказательств и типовых призна-



Рис. 8.1

ков в результате:

воздействия дождя, снега, ветра, высоких и низких температур;

изменения состояния объекта (оттаивания льда, образовавшегося в результате обледенения ЛА в полете, испарения следов топлива, ГСМ и спецжидкостей, релаксации напряжений в материале конструкций и т.д.);

умышленных действий заинтересованных лиц.

В процессе осмотра необходимо зарегистрировать место АП, для чего составляются кроки (схема местности с нанесением на нее мест расположения обломков, грузов, следов столкновения ЛА с препятствиями, выбросов топлива, ГСМ, признаков и зон пожара). Одновременно составляется карта разрушения ЛА (контуры конструкции ЛА в горизонтальной и вертикальной проекциях, на которые наносятся контуры обломков и их номера в соответствии с обозначением на кроках).

Путем фото- и видеосъемки фиксируются панорама места АП, расположение и состояние обломков, положение органов управления и переключателей, показания приборов в кабине, выходы штоков исполнительных агрегатов и положение рулевых поверхностей, взлетно-посадочных устройств, механизации крыла.

Особенно важно до прибытия комиссии к месту АП зафиксировать и сохранить следы столкновения ЛА с препятствиями и землей, следы касания ЛА о деревья, строения и поверхность земли, воронку на месте падения и зону разброса обломков. По этим следам могут быть определены скорость, курс, угол наклона траектории, пространственное положение ЛА и характер его движения.

Признаки, используемые для оценки характера движения ЛА, приведены в табл. 8.1.

Т а б л и ц а 8.1

№ п/п	Характер следов (разброса деталей)	Хар-р движения и положения ЛА в момент падения
1	2	3
1	Разброс деталей незначительный или полностью отсутствует	Падение с малой поступательной скоростью и вертикальной скоростью

1	2	3
2	Разброс деталей в радиусе 50...100 м, воронка отсутствует. Имеются круговые следы перемещения элементов планера	Падение на больших углах атаки с малой скоростью (падение «листом», штопор)
3	Разброс деталей по направлению движения самолета на 150...300 м	Подход к земле с посадочным профилем на малой скорости
4	Разброс деталей на большом (500 м и более) расстоянии от первого касания	Подход к земле на большой скорости с малым (до 20...30 град) наклоном траектории
5	Детали разбросаны в секторе 45...60 град по направлению полета. Глубина воронки 5...10 м (в зависимости от грунта)	Падение ЛА с большой скоростью и большими углами пикирования (50...80 град)
6	Детали разбросаны во все стороны от глубокой воронки в непосредственной близости от нее	Отвесное пикирование с большой скоростью
7	На грунте имеется касание только одной консоли крыла (стабилизатора)	Наличие крена в момент падения
8	На грунте имеются симметричные следы касания консоли крыла и подвесок	Падение ЛА без крена и скольжения
9	Детали первой половины планера и правые подвески разбросаны слева от линии полета и наоборот. Имеются следы касания о землю кабины	Падение ЛА в перевернутом положении
10	Разброс деталей до места падения основной части ЛА на расстоянии, превышающем возможность сноса деталей при взрыве	Разрушение конструкции ЛА в воздухе
11	Разброс деталей до места падения ЛА узкой полосой	Разрушение конструкции ЛА в воздухе на малой H

Перемещение и уборка обломков до прибытия комиссии по расследованию, осмотра и регистрации категорически запрещаются.

Одновременно с исследованием места падения ЛА производится сбор показаний участников и очевидцев АП;

изъятие и хранение летной, технической и другой документации, имеющей отношение к данному АП, формуляров и журналов подготовки, документации по техническому обслуживанию ЛА, документации на ГСМ;

снятие и опечатывание кассет магнитофонов на пунктах управления полетами, фотокассет радиолокационных станций;

изъятие и опечатывание бортового инструмента, контрольных проб топлива и др.

Одновременно с проведением первоначальных действий на месте АП и в части, на основании известных обстоятельств и причин назначаются председатель, его заместитель и члены комиссии по расследованию АП. В состав комиссии кроме специалистов служб безопасности полетов, летного и инженерного состава могут включаться представители министерств и ведомств промышленности, ремонтных, эксплуатирующих, научно-исследовательских и других организаций. Комиссия обычно состоит из 8–10 человек и может привлекать для расследования необходимых специалистов в качестве экспертов.

8.2.2. Непосредственная работа комиссии по расследованию авиационного происшествия

По прибытии комиссии организуется заслушивание докладов должностных лиц части, осмотр места происшествия, передача членам комиссии документов и вещественных доказательств. Для успешного решения многочисленных задач в составе комиссии организуются три подкомиссии (летная, инженерно-техническая и административно-штабная) и необходимое количество рабочих групп. В составе подкомиссий и рабочих групп вместе с членами комиссии могут принимать участие в расследовании и другие необходимые специалисты и эксперты. Типовая структура комиссии по расследованию АП показана на рис. 8.2.



Рис. 8.2

Планирование работ комиссии по расследованию АП зависит от конкретных обстоятельств АП, предварительных выводов из осмотра аварийной АТ, заслушивания докладов должностных лиц части, а также задач, возложенных на комиссию и ее рабочие группы. Как правило, планом предусматриваются следующие направления работ (рис. 8.1):

- установление обстоятельств АП;
- изучение состояния АТ и ее работоспособности;
- изучение вопросов эксплуатации АТ;
- изучение вопросов организации и управления полетами и подготовки экипажа;

изучение данных о состоянии здоровья и работоспособности экипажа.

Установление обстоятельств авиационного происшествия.

Позволяет воссоздать картину развития особой ситуации, что необходимо для установления истинных причин АП. С этой целью проводятся тщательные сбор и анализ всей субъективной и объективной информации.

К субъективной информации относятся показания членов экипажа, должностных лиц части и очевидцев. Практика расследования АП показывает, что наименее достоверные и нередко противоречивые показания дают очевидцы. Это объясняется тем, что редко какому-либо очевидцу представляется возможность наблюдать всю картину развития аварийной ситуации. Увидев же случайно какую-либо часть этой картины, даже авиационный специалист не в состоянии осмыслить и правильно объяснить увиденное. Более или менее достоверные показания очевидцы дают непосредственно после АП. При даче информации через несколько дней информация искажается всевозможными слухами и домыслами, которые очевидец может выдавать за увиденное.

Особое внимание при расследовании АП заслуживают показания экипажа. Опыт показывает, что в большинстве случаев экипаж стремится дать правдивую информацию о развитии аварийной ситуации. Однако, находясь в стрессовых условиях, летчик по-другому воспринимает течение времени и скорость изменения параметров движения, не всегда может правильно восстановить первоначальное развитие особой ситуации и т.д. Эту особенность показаний экипажа необходимо учитывать при установлении обстоятельств АП.

К объективной информации относятся:

- задание на полет;
- радиообмен между экипажем и командным пунктом;
- запись переговоров между членами экипажа;
- радиотехнические данные контроля за полетом;
- записи параметров полета бортовыми средствами контроля;
- пленки фотоконтрольных приборов и фотографии экранов РЛС;
- положение ЛА и органов управления при столкновении с землей;
- характер разброса агрегатов и частей ЛА;

следы соприкосновения ЛА с препятствиями;
отпечатки стрелок на шкалах приборов;
положение тумблеров и рычагов управления в момент столкновения с землей;

положение штоков исполнительных устройств системы управления (РП, РАУ, АРЗ, АРУ и т.д.).

Во всех случаях при установлении обстоятельств АП определяются место и время АП, анализируется схема (кроки) разброса частей ЛА, восстанавливаются параметры и траектория движения ЛА в процессе развития особой ситуации до его столкновения с землей. При недостаточной информативности БУР или утрате при АП части зарегистрированной информации определение параметров полета и восстановление траектории движения требуют от членов комиссии (экспертов) умения по незначительным разрозненным фактам воссоздать истинную картину развития особой ситуации.

Правильно установленные обстоятельства АП позволяют сузить поиск причин происшествий – ищутся только такие причины, которые могут привести к развитию особой ситуации, соответствующей установленным обстоятельствам. В ряде случаев из-за недостатка информации не всегда удается сразу установить достоверно обстоятельства АП. В процессе расследования и установления новых фактов уточняются обстоятельства, что приводит к изменению направления поиска причин. В установлении обстоятельств АП принимают участие члены всех подкомиссий.

Изучение состояния авиационной техники и ее работоспособности. В процессе расследования АП инженерно-техническая подкомиссия собирает информацию, которая должна позволить установить фактическое состояние АТ и ее работоспособность до и в результате АП, определить, где (в полете или на земле) произошло разрушение отдельных частей ЛА, возник пожар, каков был режим полета и режим работы двигателей и отдельных систем ЛА, положение выключателей, рычагов и органов управления ЛА в момент столкновения с землей. Для решения этих задач подкомиссия проводит следующие работы:

осмотр места падения ЛА и розыск всех разрушенных его частей;

фотографирование места падения ЛА, следов его соприкос-

новения с препятствиями (землей, деревьями и т.д.), положение и состояние его частей на земле;

составление схемы (кроков) расположения на местности обломков и карты разрушения ЛА;

анализ внешнего состояния аварийной АТ и установление последовательности и характера ее разрушения;

анализ положения рычагов и органов управления, исполнительных штоков РП, РАУ, АРЗ, АРУ и т.д.;

анализ положения выключателей, кранов, стрелок приборов в момент столкновения ЛА с землей;

дешифрирование и анализ записей бортовых регистраторов параметров полета.

После исследования состояния АТ на месте происшествия председатель комиссии дает указание на эвакуацию остатков ЛА на аэродром, где осуществляется «раскладка» разрушенного ЛА и его систем на плоский макет (чертеж контура и агрегатов ЛА при виде сверху), выполненный в натуральную величину. При раскладке ЛА удастся более точно установить, поиск каких частей, агрегатов и деталей необходимо продолжить. Например, для того, чтобы убедиться в том, что проводка управления в полете не была рассоединена, необходимо отыскать все ушковые соединения тяг и качалок с болтами и т.д. В некоторых случаях, например при пожаре в полете, применяется изготовление пространственных макетов для поиска источника и зон распространения пламени. Для облегчения опознавания обломков и узлов рядом с местом раскладки размещают ЛА-аналог.

В результате проведенных работ инженерно-техническая подкомиссия должна установить, был или не был факт отказа техники в полете.

Если на месте АП факт отказа или работоспособности техники не представляется возможным установить, то необходимо отобрать детали или агрегаты, отказы которых могли бы привести к данному АП, и с соответствующей документацией отправить на исследование в специальную научно-исследовательскую организацию. При подготовке агрегатов и деталей, направляемых на исследование, необходимо обеспечить сохранность поверхностей изломов и дефектных мест на деталях в таком состоянии, в каком они были об-

наружены на месте АП. Не следует очищать детали от земли, грязи, масла и т.д. В тех случаях, когда сопряженная с исследуемой деталью могла оказать влияние на разрушение или возникновение отказа, совместно направляется на исследование и сопряженная деталь. Если в процессе разборки и сборки аварийных агрегатов или при транспортировке были повреждены детали, отправляемые на исследование, то об этих повреждениях обязательно указывается в сопроводительных документах. К сопроводительным документам, содержащим четко сформулированные цели исследования, прикладываются обстоятельства АП, формуляры на исследуемые агрегаты, оригиналы записей БУР с тарировками, параметры движения ЛА при столкновении с землей, схема (кроки) расположения разрушенных частей на местности, радиообмен, рапорта лиц, готовивших АТ к полету, и членов экипажа. При необходимости осуществляется отбор проб масла, топлива, рабочих жидкостей и газов.

При расследовании АП, связанных с отказами или недостатками АТ, по решению председателя комиссии могут привлекаться научно-исследовательские летающие лаборатории для проведения наиболее сложных исследований аварийной АТ в полевых условиях. Задание специалистам лаборатории на проведение исследований формулирует председатель комиссии. Срок проведения исследований составляет до 10 дней. По результатам исследований специалистами летающей лаборатории составляется официальное заключение, содержащее ответы на сформулированные вопросы.

Изучение вопросов эксплуатации авиационной техники. Инженерно-техническая подкомиссия проводит изучение следующих вопросов:

понумерной документации на ЛА и исследуемые агрегаты;
данных об изготовителе, датах выпуска и ремонта, наработке с начала эксплуатации и после ремонтов, ее соответствия всем видам ресурсов (сроков службы);

данных о случаях превышения эксплуатационных ограничений, отказах и повреждениях ЛА, порядке их устранения;

полноты выполнения работ на АТ до и при подготовке ЛА к последнему полету, доработок по бюллетеням, войскового ремонта и хранения АТ и других работ, предусмотренных НИАО, выполнения оперативного контроля параметров полета и работы систем АТ по

данным объективного контроля;

заправки топливом, маслами, спецжидкостями, газами, снаряжения боеприпасами;

знаний инженерно-техническим составом установленного порядка и технологий работ по обслуживанию ЛА, руководящих документов и эксплуатационной документации;

наличие приказа о допуске инженерно-технического состава к обслуживанию данного типа АТ и закреплении ЛА, потерпевшего АП, за наземным экипажем;

порядка подготовки и ввода в строй инженерно-технического состава, допуска к обслуживанию данного ЛА;

инженерно-технической подготовки личного состава ИАС части, обучение летного состава эксплуатации АТ в полете и на земле.

Изучение вопросов организации полетов и подготовки экипажа. Летная подкомиссия должна выяснить, какое влияние на развитие особой ситуации, приведшей к АП, оказали организация, управление и руководство полетами, подготовка экипажа к данному полету. С этой целью изучаются следующие материалы:

обоснованность решения на полеты, плановая таблица и задание, которое должен выполнить экипаж;

законность допуска летчика к полетам;

данные прогноза погоды и их соответствие фактическим метеоусловиям;

данные радиообмена между экипажем и руководителем полетов, переговоров между членами экипажа;

летные книжки членов экипажа (данные о летной и специальной подготовке экипажа, какие перерывы были в летной работе, какой и кем осуществляется контроль подготовки экипажа к данному полету);

техническое состояние оборудования пунктов управления полетами;

качество метеорологического, орнитологического и радиотехнического обеспечения полетов;

состояние организации, управления и руководства полетами;

состояние воинского порядка и дисциплины в части.

На основании этих материалов делается заключение об уровне подготовки экипажа к данному полету, соответствии его сложности

выполняемого задания и метеоусловиям, уровне профессиональной подготовки должностных лиц, руководящих полетом.

Изучение данных о состоянии здоровья и работоспособности экипажа. В задачу летной подкомиссии входит выяснение зависимости обстоятельств АП от состояния здоровья и работоспособности экипажа. С этой целью изучаются:

- медицинские книжки членов экипажа;

- данные об индивидуальных особенностях экипажа (возраст, образование, общее физическое здоровье, состояние здоровья, моральные качества экипажа);

- соблюдение режима труда и отдыха, работоспособность экипажа до и в момент аварийной ситуации;

- оценка действий летчика (экипажа) по материалам БУР;

- материалы медицинской экспертизы.

8.2.3. Оформление результатов расследования АП и разработка профилактических мероприятий

Результаты расследования АП документально оформляются в виде дела расследования и итогового доклада председателя комиссии по результатам расследования. Эти документы должны содержать следующие данные:

- обстоятельства авиационного происшествия;

- вскрытые недостатки;

- выводы комиссии о причинах и предложениях по предупреждению подобных АП в будущем.

В деле расследования должны содержаться:

- акт расследования авиационного происшествия и приложения к акту расследования;

- отчеты подкомиссий;

- отчеты по специальным исследованиям, донесения об АП и результатах его расследования;

- копии приказов по результатам расследования;

- профилактические мероприятия и доклады по выполнению мероприятий и устранению вскрытых недостатков.

К акту расследования прилагаются:

- версии авиационного происшествия;

- модель возникновения и развития особой ситуации в полете;

модель причинно-следственных связей;
 протокол осмотра места АП;
 радиообмен;
 кроки места падения ЛА;
 данные анализа материалов объективного контроля;
 особые мнения членов комиссии по причинам АП.

Акт подписывают председатель комиссии и члены комиссии по расследованию АП.

Т а б л и ц а 8.2

Группы факторов (причин) авиационных происшествий		
Нарушения (упущения) личного состава при организации, производстве, управлении или обеспечении полетов: в организации полетов (НОП); при управлении воздушным движением, руководстве полетами (НРП); ошибочные действия летчика, члена экипажа (НПП); в медицинском обеспечении полетов (НмедО); в метеорологическом обеспечении полетов (НметО); в радиотехническом обеспечении полетов (НРТО); в аэродромно-техническом обеспечении полетов (НАТО); отказы АТ из-за нарушений и упущений в инженерно-авиационном обеспечении полетов (НИАО)	Отказы АТ, не связанные с действиями личного состава при организации и производстве полетов: конструктивно-производственные недостатки АТ (КПН); недостатки ремонта (НР); отказы АТ не установлены, но могут быть наиболее вероятными (ОПНУ)	Другие причины: недостатки испытаний АТ и регламентации летной работы (НИРЛ); недостатки средств обеспечения безопасности полетов (НСОП); воздействия внешних непрогнозируемых факторов (ВВФ); события, причины которых не установлены, но могут быть наиболее вероятными (ПНУ)

По окончании расследования председатель комиссии или его за-
 19.Изд. N 9470

меститель проводит разбор данного АП в авиационной части, где оно произошло. До участников разбора доводятся обстоятельства и причины АП, а также рекомендации по предотвращению АП.

Каждое АП подлежит обязательному учету с целью определения фактического состояния аварийности, накопления данных об опасных факторах, своевременной разработки профилактических мероприятий и оценка их эффективности.

Учет АП ведется по трем группам факторов (причин):

нарушения (упущения) личного состава при организации, производстве, управлении или обеспечении полетов;

отказы АТ, не связанные с действиями личного состава, участвующего в производстве полетов;

другие причины.

Перечень факторов (причин) по указанным группам приведен в табл.8.2.

Профилактические мероприятия разрабатываются на основании утвержденного акта расследования АП. Они оформляются в виде планов мероприятий (ведомственных и межведомственных) или определяются в приказах (директивах) Министра обороны, Главнокомандующих видами ВС, командующих авиацией видов ВС, объединениями. В установленные планами сроки исполнители докладывают руководителям, утвердившим планы, о реализации мероприятий.

8.3. МЕТОДЫ ПОИСКА ПРИЧИН АВИАЦИОННОГО ПРОИСШЕСТВИЯ

8.3.1. Методы и общая схема поиска причин авиационного происшествия

Процесс поиска причин АП определяется специфическими особенностями расследования, которые заключаются в следующем:

невозможность непосредственного наблюдения или воспроизведения развития аварийной и катастрофической ситуации в полете;

сложность и многообразие причинно-следственных связей между элементами авиационной системы при их функционировании;

уничтожение или сильное разрушение аварийных объектов в результате столкновения ЛА с препятствием или пожара в полете и на земле;

недостаточная полнота и точность регистрируемой СОК информации и частая ее утрата из-за разрушения или воздействия пожара на накопитель информации;

использование субъективной информации участников и свидетелей АП;

сжатые сроки расследования и др.

Указанные особенности существенно усложняют задачу установления истинных причин АП. В каждом конкретном случае эта задача имеет единственное решение и требует применения различных методов естественных наук и формально-логических методов. Основными из них являются: методы естественных наук (наблюдение, сравнение, измерение, моделирование, испытание, трасология и др.) и формально-логические методы (метод версий (гипотез), причин и следствий, сходства и различия (соединительный), распознавания образов, абстрагирования, анализа, синтеза и др.).

Объектами исследования являются самые разнообразные процессы, предметы, следы и другие явления материальной действительности. Объекты исследования разделяют на следующие группы:

предметные объекты – к ним относятся агрегаты, узлы и детали аварийной АТ, вещества, окружающая среда на месте АП;

знаковые объекты представляют собой закодированную определенным образом информацию, например документацию, рапорты, акты, параметры полета, зарегистрированные БУР, записи радиообмена, показания приборов и др.;

модели – физические, математические, логические. Применяются при отсутствии предметных и знаковых объектов, необходимых для проведения исследований;

следы – деформации, отпечатки, оттиски, намазы веществ на поверхностях предметов и др., позволяющие установить характер взаимодействия предметов при отказах, разрушениях аварийных объектов АТ.

По своей сути расследование является процессом познания произошедших в прошлом неизвестных обстоятельств и причин и за-

ключается в целенаправленном получении и логической обработке информации о событиях АП. Одним из основных методов, широко применяющимся при расследовании, является метод версий (гипотез).

Гипотезой называется научно обоснованное предположение о причинах и закономерных связях каких-либо явлений или событий. Каждая гипотеза содержит в вероятностной форме знание об изучаемом событии. Знание становится истинным, когда гипотеза доказывается, или ложным – в случае опровержения гипотезы.

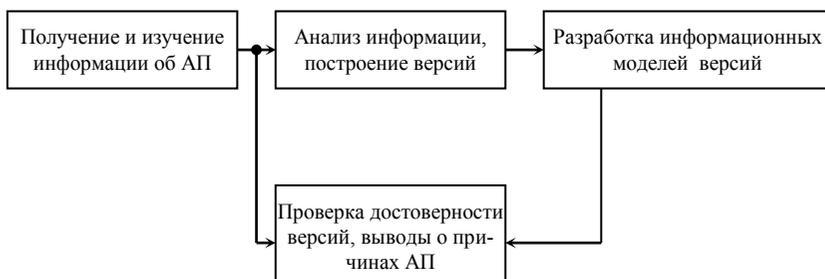


Рис. 8.3

Версией называют гипотезу, объясняющую происхождение конкретных фактов и причин изучаемого явления. При расследовании сущность метода версий заключается в том, что на основании выявления и глубокого изучения фактических данных об обстоятельствах АП выдвигаются версии различных причин, которые могли бы его объяснить. Общая схема поиска причин АП с использованием метода версий изображена на рис. 8.3.

Поиск причин включает в себя получение и изучение информации об АП, анализ и выдвижение версий о возможных причинах, разработку информационных (признаковых) моделей проявления причин и последующую проверку достоверности версий и формирование выводов об истинных причинах АП. Каждый из четырех этапов является самостоятельной сложной задачей, решение которой связано с получением и переработкой большого количества информации. Метод версий делает этот процесс целенаправленным

за счет того, что в первую очередь ищется информация, позволяющая доказать или опровергнуть версию. Конечный успех и сроки проведения расследования зависят от тщательности изучения информации о событии АП и обоснованности выдвижения версий о его причинах. Каждая версия, какой бы маловероятной она ни казалась, подлежит тщательному изучению и проверке. Практика показывает, что сосредоточение усилий на одной, даже наиболее вероятной, версии часто оказывается неэффективным из-за того, что она может оказаться ложной; в этом случае сроки расследования существенно увеличиваются.

Таким образом, в процессе расследования происходит целенаправленный поиск к установлению истинных причин АП. Информация имеет различную природу и объем, однако процесс ее получения, с использованием метода версий, можно оценить количественно.

8.3.2. Оценка количества информации при расследовании авиационных происшествий методом версий

На каждом этапе расследования авиационное происшествие (событие $S_{АП}$) характеризуется некоторым количеством накопленной информации J . Эта информация представляет из себя совокупность $X_{АП}$ признаков x_i :

$$X_{АП} = \{x_1, \dots, x_i, \dots, x_n\},$$

где n – общее количество признаков.

На основании анализа этих признаков могут быть выдвинуты m версий S_j о возможных причинах АП. Каждая из версий имеет свою признаковую информационную модель X_j и определенную априорную вероятность $P(S_j)$ (рис. 8.4).

Очевидно, что все возможные версии о причинах АП представляют собой полную группу несовместных событий и их суммарная вероятность $\sum_1^m P(S_j) = 1$.

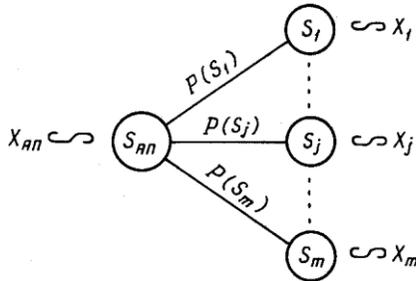


Рис. 8.4

Априорная вероятность j -й версии после получения в ходе расследования дополнительной информации (апостериорно) изменяется. Для оценки ее величины могут быть применены различные методы. В случае использования прямых, равновероятных и независимых признаков применима формула Байеса:

$$P(S_j/X_{АП}) = \frac{P(S_j)P(X_{АП}/S_j)}{\sum_1^m P(S_j)P(X_{АП}/S_j)},$$

где $P(S_j/X_{АП})$ – апостериорная условная вероятность версии при наблюдении совокупности признаков $X_{АП}$; $P(S_j)$ – априорная вероятность версии S_j ; $P(X_{АП}/S_j)$ – условная вероятность появления совокупности признаков $X_{АП}$ в результате предполагаемого события (версии) S_j .

Априорная вероятность версии $P(S_j)$ может быть определена по статистическим данным (или все версии могут быть приняты равновероятными), а условная вероятность $P(X_{АП}/S_j)$ – путем моделирования, испытаний или другими методами.

В процессе расследования по мере накопления новых фактов (признаков) количество версий m уменьшается, так как значительная их часть опровергается, то есть их апостериорная вероятность $P(S_j/X_{АП}) = 0$.

Вследствие этого происходит существенное изменение соотно-

шения между количеством накопленной информации и неопределенностью, связанной с существованием нескольких версий. В теории информации степень неопределенности системы характеризуется энтропией ее состояния:

$$H(S_{\text{АП}}/X_{\text{АП}}) = -\sum_1^m P(S_j/X_{\text{АП}}) \log P(S_j/X_{\text{АП}}).$$

В начале расследования ($t = t_0$), когда количество информации $J \approx 0$, все m_0 версий можно принять равновероятными. Тогда $P(S_j/X_{\text{АП}}) = \frac{1}{m_0}$ и начальная энтропия соответствует максимальной неопределенности:

$$H_0 = -\sum_1^m \frac{1}{m_0} \log \frac{1}{m_0} = \log m_0.$$

По мере накопления новых признаков в процессе расследования уменьшается количество версий, изменяется распределение их вероятностей, что приводит к уменьшению энтропии. Количество информации, содержащейся в получении нового признака x_{n+1} , можно оценить разностью энтропий до и после его получения:

$$\Delta J = H(S_{\text{АП}}/X_{\text{АП}}) - H(S_{\text{АП}}/X'_{\text{АП}}),$$

где $X_{\text{АП}}$ и $X'_{\text{АП}}$ – совокупности из n и $n+1$ признаков.

Таким образом, изменение энтропии может являться количественной мерой информации. В момент окончания расследования ($t = t_k$) все версии кроме истинной отвергаются, а вероятность истинной версии $P(S_{\text{ист}}/X_{\text{АП}}) = 1$. В этом случае энтропия составляет $H_k = -\log 1 = 0$, а количество полученной информации $J_k = H_0 - H_k = -\log m_0$. Изменение энтропии H и количества информации J в ходе расследования АП схематично показано на рис. 8.5

При реальном расследовании АП комиссия начинает работу при некотором количестве накопленной информации J_0 , а энтропия H

и информация J изменяются скачкообразно при получении каждого нового факта (признака).

Практика расследования показывает, что в некоторых случаях (в результате сильного разрушения ЛА, пожара в полете или на земле, уничтожения накопителя информации) может быть утрачена значительная часть необходимых для установления причин признаков. Вследствие этого расследование заканчивается при сохранении некоторой неопределенности (например, при t'_k на рис. 8.5 $H'_k \neq 0$). Истинную причину при этом определить не представляется возможным, поэтому можно говорить только о наиболее вероятных причинах АП.

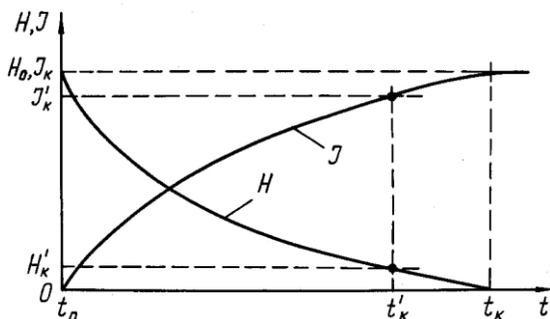


Рис. 8.5

8.4. МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ АВАРИЙНОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ ПРИ РАССЛЕДОВАНИИ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ

При определении причин АП всегда проводится исследование авиарийной техники. В тех случаях, когда установлен отказ, который привел к АП, ищется причина этого отказа.

Все отказы техники по результатам расследования классифицируются на следующие основные факторы (причины):

- конструктивные недостатки АТ;
- производственные недостатки АТ;
- недостатки ремонта АТ;
- факторы отказов АТ, причины которых не установлены (ОПНУ).

Основным методическим приемом для поиска причин отказов исследуемых систем и агрегатов является составление схем (моделей) причинно-следственных связей. Схема позволяет установить взаимные связи и последовательность возникновения признаков, проявляющихся при отказах на разных иерархических уровнях, например, система–агрегат–узел–деталь. Типовые схемы причинно-следственных связей для систем планера, двигателей и оборудования ЛА приводятся в специальных методических выпусках по исследованию аварийной и отказавшей техники. В качестве примера на рис. 8.6 приведена схема причинно-следственных связей для поиска возможных причин отказа механической проводки систем управления ЛА.

Типовая методика исследования аварийной АТ включает следующие этапы и виды работ:

- составление схем причинно-следственных связей возможных отказов и в соответствии с ней программы исследований;

- фотографирование и анализ внешнего состояния объектов исследования для оценки наличия и фиксации разрушений, повреждений и признаков пожара;

- рентгенографирование агрегатов для определения наличия посторонних предметов и разрушений деталей во внутренних полостях;

- испытания (при отсутствии или незначительных повреждениях) агрегатов для проверки работоспособности АТ;

- разборка или разрезка (при сильной деформации) агрегатов и узлов для оценки технического состояния деталей;

 - измерение геометрических размеров узлов и деталей;

 - определение механических свойств и химического состава и структуры материала деталей;

 - анализ характера и причин разрушения элементов конструкции;

 - определение признаков режимов работы и положения исполнительных элементов агрегатов и оборудования;

 - формирование выводов по результатам исследования.

Исследование аварийной АТ должно проводиться комплексно с использованием всех необходимых методов и сопровождаться анализом обстоятельств АП, записей параметров полета, рапортов членов экипажа и лиц, обслуживавших ЛА перед последним и преды-

душим полетами. Все выявленные разрушения, признаки, следы, посторонние предметы (частицы) подлежат обязательному фотографированию и документированию, так как могут быть утрачены в процессе дальнейшего исследования.



Рис. 8.6

Для определения причин отказа АТ можно использовать существующие методы распознавания образов. Возможные отказы рассматриваемого объекта (версии) разделяются на классы S_j . В качестве совокупности признаков X_j , описывающих каждый класс, используются признаки x_j возможных отказов. Наличие признаков выявляется в процессе исследования обстоятельств АП и объектов АТ, несущих информацию о проявлении отказов. Характер и вид связей между признаками и классами отказов обусловлены причинно-следственными связями, возникающими между ними в процессе появления и развития отказа.

Общая задача распознавания может быть разбита на ряд частных задач:

1. Предварительное накопление и систематизация информации о характере зависимостей между классами отказов и их признаками (составление информационных признаковых моделей).

2. Получение первичной информации (признаков отказа) при исследовании аварийной АТ в процессе расследования АП.

3. Распознавание класса отказа на основе сконструированного алгоритма.

Для распознавания может быть использован один из методов распознавания образов, например, алгебры логики. Признаки отказов описываются в виде логических переменных (0 или 1), а решение об отнесении отказа к конкретному классу определяется значением логической (булевой) функции. Если она равна 1 для данного отказа, а для остальных отказов функции равны 0, отказ распознается. В противном случае указывается не один, а несколько классов, к которым может принадлежать отказ.

Если в результате решения задачи удается однозначно отнести данный отказ к какому-либо классу, то делается заключение о причине отказа. Если информации недостаточно для однозначного распознавания отказа, решается следующая задача.

4. Выявление недостающих для распознавания на основе сконструированного алгоритма признаков. В результате решения этой задачи выявляются разделительные признаки, необходимые для однозначного распознавания отказа.

5. Осуществляется поиск недостающих признаков при целенаправленном исследовании АТ. Вновь обнаруженные признаки при решении этой задачи и признаки, полученные при решении второй задачи, составляют новое множество, которое используется при решении задачи распознавания (задача № 3).

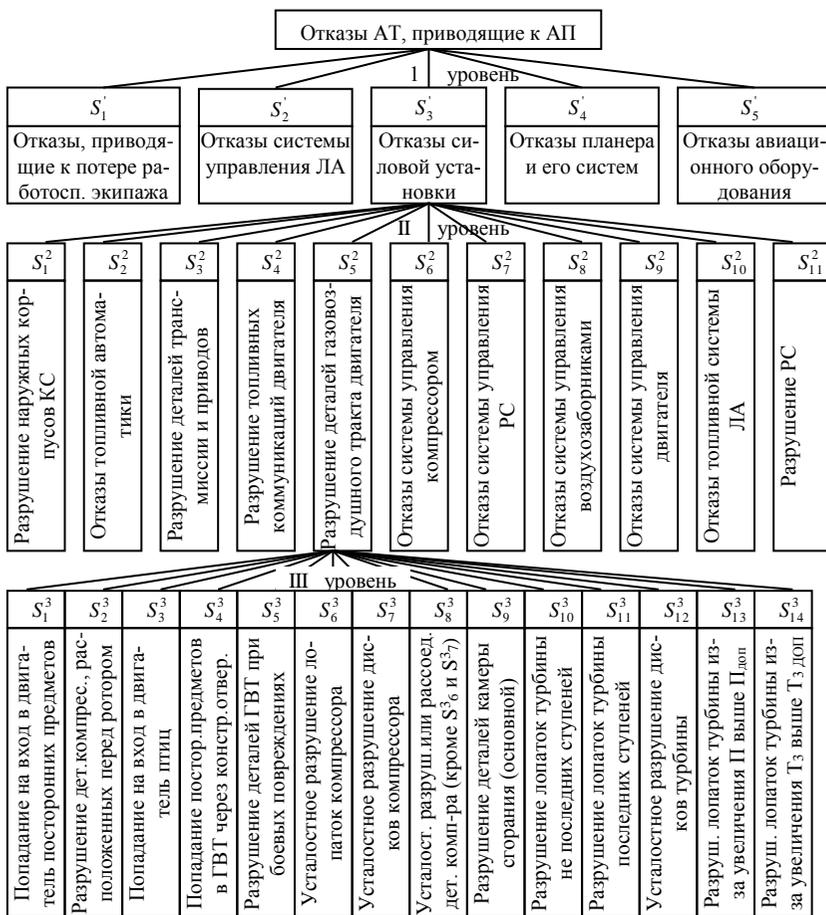


Рис. 8.7

Важнейшим элементом распознавания причины отказа АТ является правильное разделение отказов на классы и описание классов

300

признаками. В качестве примера на рис. 8.7 приведена одна из возможных схем классификации отказов АТ применительно к конструкции силовой установки самолета-истребителя. На этой схеме последовательно показаны классы трех уровней отказов АТ, приводящих к АП. Это позволяет облегчить задачу распознавания путем ее поэтапного решения. На первом уровне определяется, какая из конструктивных групп летательного аппарата отказала (5 классов). На втором уровне – какой элемент этой конструктивной группы отказал (для силовой установки – 11 классов). На третьем уровне определяется причина отказов этого элемента (для разрушения деталей газоздушного тракта двигателя – 14 классов). Для описания каждого класса отказов составляется признаковая модель. Так, например, для определения причины разрушения деталей газоздушного тракта двигателя в рассматриваемой схеме (см. рис. 8.7) модель содержит 30 признаков.

8.5. РАССЛЕДОВАНИЕ ИНЦИДЕНТОВ

Цель расследования инцидентов заключается в выявлении опасных факторов функционирования АС и разработке мер по предотвращению инцидентов и АП. Расследование инцидентов с точки зрения профилактики более эффективно, чем расследование АП. Это обусловлено следующими особенностями:

1. В основе причин АП и инцидентов находятся, как правило, одни и те же опасные факторы, поэтому их проявление, цепочки причинно-следственных связей событий в полете отличаются только конечным результатом – благополучным или неблагополучным завершением полета.

2. При инцидентах не происходит гибели экипажа, разрушения и уничтожения ЛА, поэтому имеется возможность проведения всех необходимых исследований и получения полной и достоверной информации.

3. Инциденты происходят во много раз чаще, чем АП, что обеспечивает получение большего фактического материала и возможность широкого применения статистических методов исследований.

На рис. 8.8 показана схема возможного развития полетной ситуации. Участок 0–1 соответствует штатной ситуации. Воздействие на

авиационную систему в полете опасных факторов (на участке 1–2) в результате некоторой последовательности событий приводит к возникновению и развитию особой ситуации. Благополучное завершение полета (точка 3) возможно:

при усложненной ситуации – без особых и экстренных действий экипажа;

при сложной ситуации без перехода ее в аварийную (инцидент);

при аварийной ситуации (серьезный инцидент).

Аварийная или катастрофическая ситуация завершается АП (точка 4) в результате тех событий, которые делают неизбежным гибель экипажа (пассажиров) и (или) разрушение ЛА.

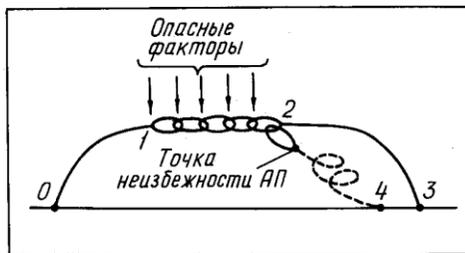


Рис. 8.8

Расследование инцидентов включает в себя следующие этапы: выявление инцидентов;

определение степени опасности инцидентов (отнесение события к инциденту или к серьезному инциденту);

непосредственное расследование обстоятельств и причин инцидентов;

принятие мер по предотвращению инцидентов и АП;

разбор инцидентов с личным составом;

оформление отчетной и учетной документации по инцидентам.

Выявление инцидентов является обязанностью всех должностных лиц, участвующих в подготовке, проведении и обеспечении полетов, а также контролирующих их проведение. Исходными данными для выявления инцидентов являются:

материалы объективного контроля полетов;

личные наблюдения и доклады лиц, организующих, выполняющих, обеспечивающих и обслуживающих полеты;

сообщения лиц, контролирующих полеты;
записи в журналах руководителя и старшего инженера полетов;
данные бортовой и технической документации;
свидетельства очевидцев.

Оценку опасности выявленного события в полете и принятие решения об отнесении его к инциденту принимает командир части (если инцидент связан с недостатками в подготовке АТ или ее отказами) совместно с заместителем командира по инженерно-авиационной службе. Основанием для принятия решения служит типовой перечень событий, подлежащих расследованию, относимых к инцидентам или серьезным инцидентам (приложение № 8 Правил расследования авиационных происшествий и инцидентов).

После выявления и отнесения событий в полете к инциденту командир части дает указание о порядке его расследования и представлении доклада.

Принципы, методы и подходы к расследованию инцидентов – те же, что и при расследовании АП. На основе причинно-следственного анализа всех факторов и событий, приведших к созданию особой ситуации в полете, устанавливаются обстоятельства и причины инцидента, а также другие недостатки (не являющиеся причиной), отрабатываются меры по предотвращению повторяемости инцидентов и АП. Классификация причин инцидентов осуществляется командиром части по тем же группам факторов-причин, что и для авиационных происшествий.

Срок расследования инцидентов не должен превышать пяти суток. По результатам расследования издается приказ, в котором определяются причины инцидента и указываются профилактические мероприятия.

Расследование серьезных инцидентов проводится комиссией, назначаемой командующим объединением. В случае необходимости в нее включаются представители промышленности. В случаях, требующих специальных исследований (например, определение причин отказов и разрушения агрегатов), окончательный вывод делается после получения заключения о результатах исследований отказавшей АТ. При наличии повреждений авиационной техники в серьезных инцидентах ввод в строй ЛА осуществляется инженерно-авиационной службой установленным порядком и оформляется ак-

том по результатам облета.

Результаты расследования серьезного инцидента оформляются в виде актов установленной формы, один из которых хранится в части, второй – в объединении, третий – в Центре безопасности полетов Вооруженных Сил, четвертый экземпляр акта составляется в случае отказов или повреждений авиационной техники и направляется в адрес авиационной промышленности.

В авиационных частях ежемесячно, соединениях и объединениях ежеквартально проводится разбор авиационных инцидентов. Назначение разбора состоит в выявлении опасных факторов, выборе рекомендаций и проведении мероприятий по предотвращению АП по аналогичным причинам.

На все инциденты в авиационных частях оформляются карточки учета установленной формы, а на каждый инцидент, причиной которого явился отказ, дополнительно составляется карточка отказа авиационной техники.

Карточки учета инцидентов по одному экземпляру к 15-му числу каждого месяца направляются в Центр безопасности полетов Вооруженных Сил РФ и центры боевого применения и подготовки летного состава.

Все инциденты подлежат учету в специальных журналах на уровне подразделений, авиационных частей, соединений и объединений.

Таким образом, существующая система расследования и анализа инцидентов позволяет проводить на различных уровнях профилактические мероприятия по предотвращению АП. Однако практика показала, что значительная часть инцидентов не выявляется, а в некоторых случаях – умышленно скрывается. Чаще всего это связано с боязнью наказания за допущенные недостатки в планировании, выполнении и обеспечении полетов. Поэтому в настоящее время создана система добровольных (конфиденциальных) сообщений по безопасности полетов. Опыт работы аналогичных систем за рубежом показывает их высокую эффективность. Например, в авиации США благодаря добровольным сообщениям за 10 лет было предотвращено 12 катастроф.

Основным документом этой системы является анкета, в которой предлагается описать особые ситуации, их причины, действия по

выходу из особой ситуации и рекомендации по предотвращению их повторения. Анкета является анонимной и не требует указания должностей и фамилий, что обеспечивает конфиденциальность сообщений и исключает возможность какого-либо наказания или преследований. Содержание анкет анализируется, обобщается и служит основой для разработки профилактических мероприятий в центрах безопасности полетов. Обобщенная информация доводится до авиационных специалистов в виде бюллетеней, информационно-аналитических выпусков и других материалов.

8.6. ЭКОНОМИЧЕСКИЙ УЩЕРБ ОТ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ

В современных условиях задача оценки ущерба от АП становится особенно актуальной, так как на повышение БЗП при создании и эксплуатации ЛА требуются все большие затраты. С точки зрения экономики целесообразность затрат должна быть оправдана суммой предотвращенного ущерба от АП.

Авиационные происшествия приводят не только к уничтожению материальных ценностей и гибели людей, но и к снижению боеготовности авиационных частей, косвенным потерям, упущенной выгоде, дополнительным затратам и т.д. Точность оценки ущерба зависит от того, для какого уровня социально-экономических структур он проводится. Например, на уровне авиационной части не учитываются затраты на обучение и подготовку членов экипажа для замены погибших и травмированных, проведение профилактических мероприятий на всем парке ЛА. На уровне Вооруженных Сил не учитывается величина упущенного национального дохода в результате изъятия из народного хозяйства дополнительных людей для замены погибших, выплата пенсий и пособий членам их семей. Поэтому наиболее полной является оценка ущерба на уровне государства или общества.

В связи с тем, что в результате АП возникают различные виды ущерба, их оценки приводят к единой, наиболее универсальной стоимостной форме. Полученная суммарная величина называется экономическим ущербом от авиационного происшествия.

Экономический ущерб от одного авиационного происшествия

для одного летательного аппарата $C_{АП}$ определяется по формуле

$$C_{АП} = C_{ЛА} + C_{в} + C_{ч} + C_{ос} + C_{доп},$$

где $C_{ЛА}$ – ущерб от потери ЛА; $C_{в}$ – стоимость вооружения и грузов на борту ЛА; $C_{ч}$ – условная стоимость человеческих жертв (от гибели и травмирования людей); $C_{ос}$ – затраты на возмещение ущерба окружающей среды; $C_{доп}$ – стоимость расследования АП и проведения профилактических мероприятий.

Ущерб от потери ЛА $C_{ЛА}$ равен разнице между его текущей стоимостью $C'_{ЛА}$ на момент АП и остаточной стоимостью $C_{ост}$ после АП:

$$C_{ЛА} = C'_{ЛА} - C_{ост}.$$

Текущая стоимость ЛА в процессе эксплуатации изменяется за счет амортизации его первоначальной стоимости $C_{ЛА_0}$, выполнения ремонтов, доработок, замены отказавших блоков и агрегатов. Величина стоимости ЛА на момент АП определяется по формуле

$$C'_{ЛА} = C_{ЛА_0} + C_{рем} + C_{дз} - C_a,$$

где $C_{рем}$ – затраты на ремонты; $C_{дз}$ – затраты на доработки ЛА и замену блоков и агрегатов в эксплуатации; C_a – амортизация начальной стоимости ЛА.

Величина ущерба в основном определяется первоначальной стоимостью ЛА. Например, для самолета типа МиГ-29 в 1995 г. (по зарубежным данным) она составляла 27 млн. долларов.

Амортизационные отчисления (амортизация на реновацию) представляют собой долю начальной стоимости ЛА, которая окупается при выполнении задач боевой подготовки. Величина C_a пропорциональна выработке назначенного ресурса (предельного срока службы) R и определяется по формуле

$$C_a = (C_{ЛА_0} - C_R) \frac{T}{R},$$

где C_R – остаточная стоимость ЛА после выработки ресурса, сни-

маемых агрегатов и металлолома; T – выработка ресурса.

Примерное изменение стоимости ЛА в процессе эксплуатации показано на рис. 8.9. По мере выработки ресурса величина $C_{\text{ЛА}}$ постоянно уменьшается за счет амортизации начальной стоимости ЛА. В результате выполнения ремонта, доработок и замены агрегатов при наработках T_1 и T_2 текущая стоимость ЛА скачкообразно возрастает. Остаточная стоимость ЛА после выработки ресурса равна стоимости деталей и агрегатов $C_{\text{агр}}$, которые можно использовать в народном хозяйстве, и стоимости металлолома $C_{\text{мет}}$.

Остаточная стоимость ЛА после АП, как правило, равна стоимости металла обломков, эвакуированных с места АП. В зависимости от веса, чистоты и видов металла их стоимость рассчитывают по формуле

$$C_{\text{ост}} = \sum_1^n m_i C_{\text{мет}i},$$

где n – количество видов металлолома; m_i – масса i -го вида металла в кг; $C_{\text{мет}i}$ – цена реализации 1 кг i -го вида металла.

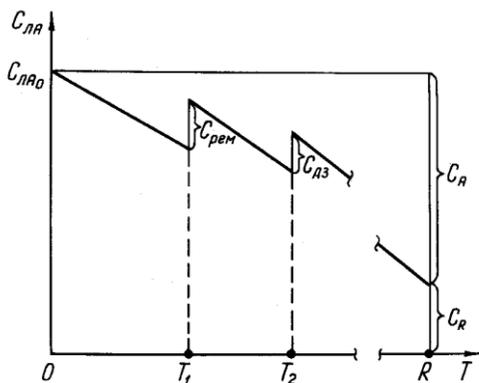


Рис. 8.9

Экономический ущерб от потери (уничтожения) вооружения и грузов $C_{\text{в}}$, находившихся на борту ЛА, необходимо включать в общий ущерб от АП. В случае, когда АП происходит после приме-

нения вооружения на полигоне, однако сопровождается гибелью или увечьем экипажа, стоимость использованного оружия также включается в ущерб. Это объясняется тем, что применение вооружения не привело к успешному решению задач боевой подготовки в результате гибели или списания экипажа с летной работы.

Ущерб от потери вооружения зависит от варианта вооружения и стоимости АСП:

$$C_{\text{в}} = \sum_1^n K_i C_{\text{в}i},$$

где K_i – количество единиц i -го типа вооружения; $C_{\text{в}i}$ – текущая стоимость единицы i -го типа вооружения; n – количество видов АСП (других средств для выполнения задачи, например фотооборудования, подвесных контейнеров), находящихся на борту ЛА.

Определение текущей стоимости вооружения к моменту АП производится аналогично оценке текущей (остаточной) стоимости ЛА.

Стоимость грузов, находившихся на борту ЛА, как правило, известна по бухгалтерским документам или документам страхования грузов.

Для ЛА с большим количеством заправаемого топлива (ВТА и ДА) в отдельных случаях может учитываться ущерб из-за неиспользования топлива по назначению.

Ущерб от гибели и травмирования людей $C_{\text{ч}}$. Вооруженные Силы и народное хозяйство затрачивают средства на подготовку членов экипажа ЛА, его пассажиров и случайных жертв АП к профессиональной деятельности. В результате гибели или травмирования возникает ущерб, связанный с затратами на обучение и подготовку, а также ущерб, связанный с лечением, социальным обеспечением людей, пострадавших в АП, и членов их семей. Кроме того, происходит потеря части потенциального национального дохода от выбытия из народного хозяйства людей для замены погибших членов экипажа.

Расчет ущерба для каждого участника (жертвы) АП проводится по формуле

$$C_{\text{ч}} = C_{\text{об}} + C_{\text{проф}} + C_{\text{соц}} + C_{\text{нд}},$$

где $C_{\text{об}}$ – затраты на обучение членов экипажа в училищах; $C_{\text{проф}}$ – стоимость профессиональной подготовки членов экипажа после окончания училища; $C_{\text{соц}}$ – стоимость лечения травмированных и социального обеспечения членов семей погибших; $C_{\text{нд}}$ – объем национального дохода, который мог бы принести человек, заменивший члена экипажа.

Определение величин составляющих ущерба может проводиться либо методом прямого счета, либо с использованием статистических данных. Например, по материалам зарубежной печати, первоначальная подготовка летчика в военном колледже США стоит более 100 тыс. долларов, а подготовка высококлассного летчика-истребителя – 13 млн. долларов.

Ущерб, наносимый окружающей среде, $C_{\text{ос}}$. В результате АП при столкновениях ЛА с поверхностью земли происходят разрушения ЛА, взрывы и пожары, выбросы вредных веществ, топлива, что приводит к повреждению окружающей среды. В густонаселенных районах могут быть разрушены и повреждены жилые постройки и промышленные сооружения. В табл. 8.3 приведены данные по военной авиации, характеризующие тип места падения ЛА при АП.

Т а б л и ц а 8.3

Место падения ЛА при авиационном происшествии	Количество случаев, в %
Район аэродрома, полигон	28
Посевные площади	24
Неокультуренные площади (болота, возвышенности, луга)	21
Лес (лесопосадки)	20
Водоемы	3
Строения	4

Из данных, приведенных в этой таблице, видно, что наиболее часто ущерб при АП наносится таким элементам народного хозяйства,

как аэродромы, полигоны, посевные или неокультуренные площади, лесные массивы. Устранение последствий АП требует затрат на восстановление (рекультивацию) поврежденных площадей, удаление вредных веществ с места падения, компенсацию потерь урожая, выплату исков со стороны сельскохозяйственных, промышленных предприятий и частных лиц.

Оценка дополнительных затрат $C_{\text{доп}}$. Дополнительные затраты определяются стоимостью работ по расследованию АП и проведению профилактических мероприятий:

$$C_{\text{доп}} = C_{\text{к}} + C_{\text{ис}} + C_{\text{лл}} + C_{\text{мер}},$$

где $C_{\text{к}}$ – затраты, связанные с работой комиссии по расследованию АП, поиском и эвакуацией экипажа и АТ; $C_{\text{ис}}$ – затраты на дополнительные исследования, проводимые в различных организациях МО и промышленности; $C_{\text{лл}}$ – затраты на привлечение к расследованию (в случае необходимости) летающей лаборатории; $C_{\text{мер}}$ – затраты на разработку и проведение профилактических мероприятий.

Величина дополнительных затрат существенно зависит от стоимости профилактических мероприятий, так как они могут распространяться на весь парк ЛА, требовать изменения эксплуатационной документации, объема и периодичности работ по техническому обслуживанию, проведения осмотров и доработок АТ.

ства, как аэродромы, полигоны, посевные или некультуренные площади, лесные массивы. Устранение последствий АП требует затрат на восстановление (рекультивацию) поврежденных площадей, удаление вредных веществ с места падения, компенсацию потерь урожая, выплату исков со стороны сельскохозяйственных, промышленных предприятий и частных лиц.

ление вредных веществ с места падения, компенсацию потерь урожая, выплату исков со стороны сельскохозяйственных, промышленных предприятий и частных лиц.

Оценка дополнительных затрат $C_{\text{доп}}$. Дополнительные затраты определяются стоимостью работ по расследованию АП и проведению профилактических мероприятий:

$$C_{\text{доп}} = C_{\text{к}} + C_{\text{ис}} + C_{\text{лл}} + C_{\text{мер}},$$

где $C_{\text{к}}$ – затраты, связанные с работой комиссии по расследованию АП, поиском и эвакуацией экипажа и АТ; $C_{\text{ис}}$ – затраты на дополнительные исследования, проводимые в различных организациях МО и промышленности; $C_{\text{лл}}$ – затраты на привлечение к расследованию (в случае необходимости) летающей лаборатории; $C_{\text{мер}}$ – затраты на разработку и проведение профилактических мероприятий.

Величина дополнительных затрат существенно зависит от стоимости профилактических мероприятий, так как они могут распространяться на весь парк ЛА, требовать изменения эксплуатационной документации, объема и периодичности работ по техническому обслуживанию, проведения осмотров и доработок АТ.

Глава 9. ОСНОВЫ РАБОТЫ ИАС ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

9.1. ЗАДАЧИ И СОДЕРЖАНИЕ ПРОФИЛАКТИЧЕСКОЙ РАБОТЫ, ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ЕЕ ПРОВЕДЕНИЯ

Профилактическая работа ИАС по обеспечению безопасности полетов является основной составной частью всей деятельности этой службы, направленной на эффективное выполнение планов учебно-боевой подготовки частей и подразделений. Основными задачами профилактической работы ИАС являются:

обеспечение законности допуска к полету ЛА (рис.9.1);

предупреждение авиационных происшествий и инцидентов из-за отказов техники, происходящих по различным причинам и в первую очередь вследствие ошибок летного и инженерно-технического состава в ее эксплуатации;

анализ причин АП и инцидентов, недостатков в организации и обеспечении полетов и разработка мероприятий по их устранению и исключению повторяемости по одним и тем же причинам;

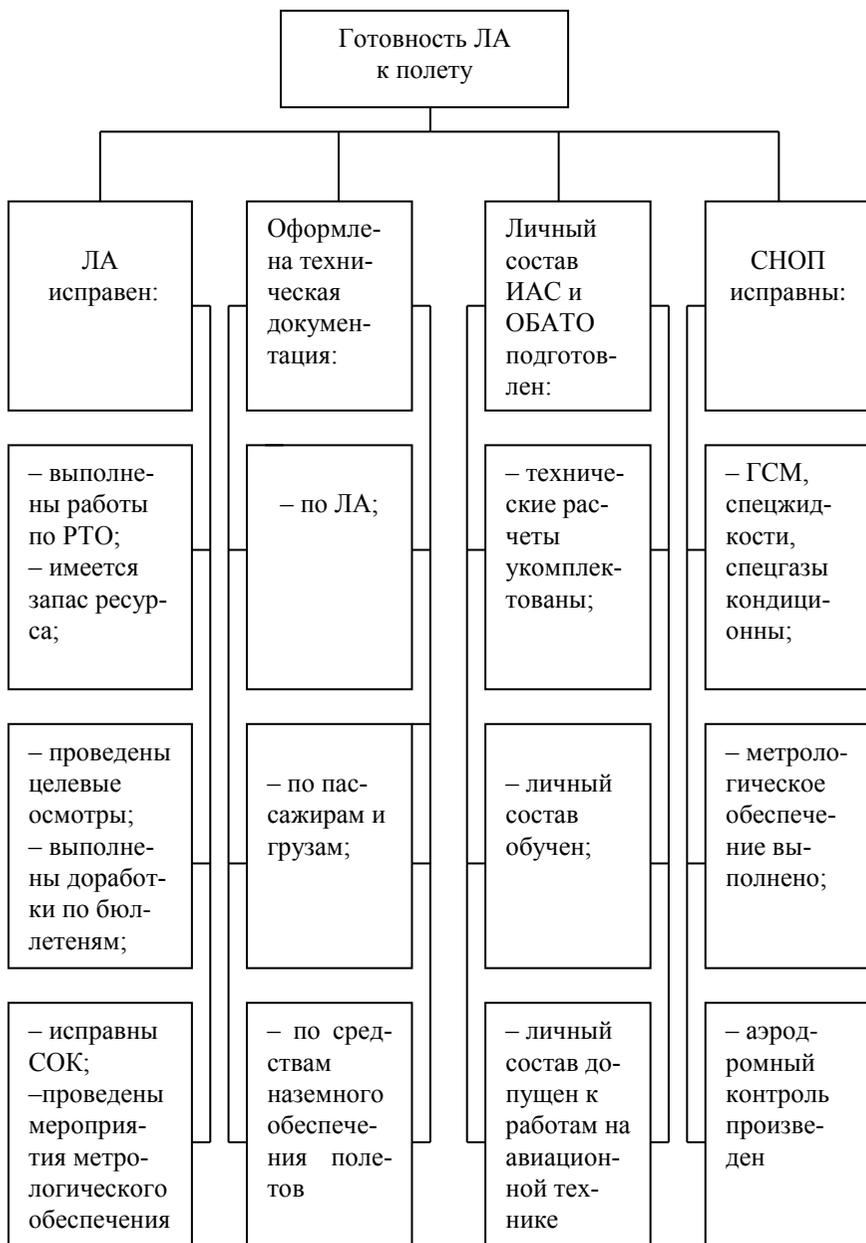
оценка эффективности проводимых мероприятий.

Профилактическая работа ИАС должна основываться на следующих основных принципах:

1. Принцип комплексного подхода к организации и проведению профилактической работы. Этот принцип требует всестороннего учета задач, решаемых частью, условий базирования, состояния авиационной техники и степени ее освоения личным составом частей и обеспечивающих подразделений.

2. Научность и объективность. В соответствии с этим принципом профилактическая работа должна основываться на научных рекомендациях, оперируя объективно выявленными факторами, снижающими безопасность полетов.

3. Непрерывность, конкретность и предметность профилактики. В соответствии с этим принципом профилактическая работа – непрерывный процесс, реализующийся на конкретных типах АТ, ви-



дах ее подготовок, регламентных (ремонтных) работах, направленный на достижение конкретной цели – предупреждение авиационных происшествий и инцидентов.

4. Полный охват объектов профилактики и качественная законченность мероприятий по предупреждению АП и инцидентов. Особенно важно учитывать это в ИАС частей, имеющих группы хранения АТ, при вводе в строй летательных аппаратов, длительное время находящихся на консервации.

5. Своевременное повторение мероприятий с целью закрепления положительных результатов профилактической работы.

6. Технологическая и трудовая дисциплина каждого специалиста, участвующего в разработке и осуществлении профилактических мероприятий ИАС.

7. Полная объективная информация о ходе и результатах выполняемых профилактических мероприятий.

Эффективность профилактической работы ИАС по обеспечению БЗП может быть определена рядом количественных и качественных показателей.

К количественным показателям относятся:
средний налет на отказ

$$T_{\text{по}} = \frac{t_{\Sigma}}{n_{\text{o}}},$$

где t_{Σ} – суммарный налет ЛА за рассматриваемый период;
 n_{o} – число отказов, проявившихся в полетах за рассматриваемый период;

средний налет на отказ и повреждение

$$T_{\text{с}} = \frac{t_{\Sigma}}{n_{\text{с}}},$$

где $n_{\text{с}}$ – число выявленных в полете и при всех видах технического обслуживания отказов и повреждений составных частей ЛА за определенный период эксплуатации;

налет на один инцидент из-за отказов авиационной техники

$$T_{\text{и}} = \frac{t_{\Sigma}}{n_{\text{и}}},$$

где $n_{и}$ – число инцидентов из-за отказов авиационной техники.

К качественным показателям относятся:

состояние учета и анализа инцидентов и недостатков в организации, обеспечении и проведении полетов, связанных с отказами авиационной техники и неправильной ее эксплуатацией летным и инженерно-техническим составом;

своевременность и эффективность мероприятий по предупреждению АП и инцидентов.

Для конкретных типов авиационной техники исходя из особенностей их конструкции и применения, для оценки эффективности профилактической работы помимо перечисленных могут применяться и другие показатели.

Профилактические мероприятия по поддержанию высокого уровня безопасности полетов разрабатываются ИАС непрерывно и отражаются в разделах годового плана учебно-боевой подготовки части и месячных планах руководящего состава ИАС. Эти планы корректируются с учетом информации, получаемой от промышленности (бюллетени), а также из вышестоящих штабов в виде планов мероприятий, указаний, распоряжений, касающихся конкретных видов авиационной техники, а также с учетом реального состояния парка авиационной техники части, задач по обучению и поддержанию уровня профессиональной подготовки летного состава, условий базирования, материальной базы ИАС и обеспечивающих частей на основных и запасных аэродромах и т.д.

Профилактические мероприятия проводятся в направлениях обеспечения безотказности и совершенствования авиационной техники, обучения летного и инженерно-технического состава, предупреждения его ошибок при обслуживании и эксплуатации авиационной техники. Содержание профилактической работы ИАС как непрерывного процесса иллюстрируется схемой, изображенной на рис. 9.2. Оно включает выявление факторов, отрицательно влияющих на БзП, анализ этой информации, собственно разработку конкретных профилактических мероприятий, их реализацию и оценку эффективности. По результатам оценки эффективности мероприятий проводится их коррекция.

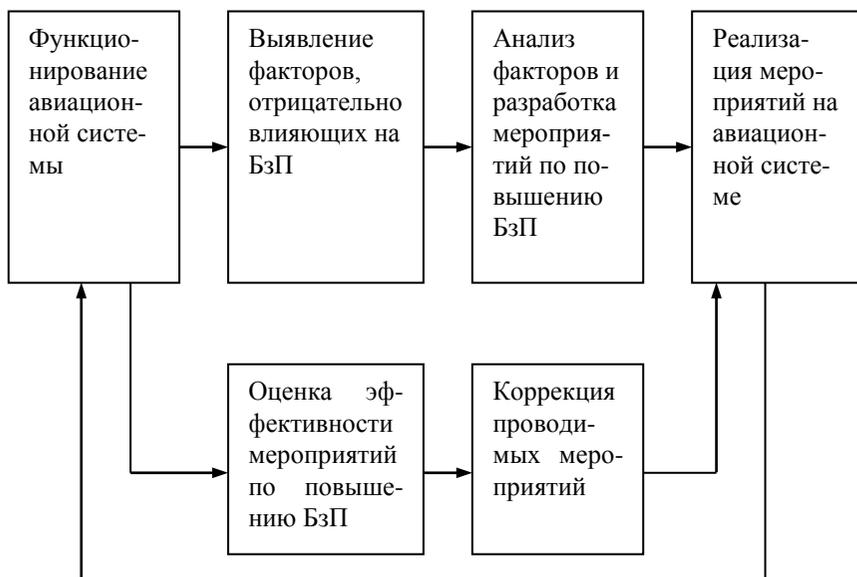


Рис.9.2

Рассмотрим содержание этапов проведения профилактической работы ИАС.

9.2. ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОФИЛАКТИЧЕСКОЙ РАБОТЫ, ПЕРСПЕКТИВЫ ЕГО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ

Выявление и сбор информации о факторах, снижающих безопасность полетов, является прямой обязанностью всех командиров и начальников, организующих и обеспечивающих их проведение. Вся информация по своему содержанию состоит из двух частей:

1. Информация по конкретному случаю (АП, инциденту, опасному отказу и т.п.) для принятия немедленных мер;
2. Информация по тем же случаям, имевшим место за определенный период эксплуатации, для проведения анализа и разработки плановых профилактических мероприятий.

По источникам получения информация делится на внутреннюю, накапливаемую по фактам, имевшим место в данной части, и внеш-

нюю, поступающую из вышестоящих штабов.

Внутренняя информация должна включать все выявленные в части случаи нарушения и ошибочных действий личного состава, отказов авиационной техники и средств обеспечения полетов, случаи попадания ЛА в неблагоприятные условия независимо от опасности последствий.

Источниками внутренней информации являются:

личные наблюдения и доклады лиц, организующих, выполняющих, обеспечивающих и обслуживающих полеты;

материалы объективного контроля;

сообщение лиц, контролирующих полеты;

записи в журналах руководителя полетов и старшего инженера полетов;

результаты инспектирования структурных подразделений авиационной системы;

карточки учета отказов и неисправностей авиационной техники;

материалы расследования авиационных инцидентов и их анализа;

бортовая и техническая документация;

результаты прогнозирования опасных факторов;

добровольные (анонимные) сообщения личного состава.

Информация в течение летного дня (смены) накапливается главным образом в журналах группы объективного контроля, руководителя полетов, старшего инженера полетов, частично – в журналах дежурных по службам обеспечения полетов.

В зависимости от тяжести последствий все регистрируемые случаи делятся на инциденты и недостатки в организации и проведении полетов. К последним можно отнести, например, ошибочные действия личного состава, отказы техники и другие упущения, не приводящие к угрозе БзП. Отказы авиационной техники и средств обеспечения полетов, не относящиеся к инцидентам, учитываются и анализируются в порядке, установленном командиром части. Они доводятся до личного состава в части, их касающейся, на разборе итогов летного дня (смены). О серьезных инцидентах командир части по команде докладывает немедленно с указанием, среди прочих сведений, об обстоятельствах инцидента, принятых или намечаемых мерах. К инцидентам, связанным с отказами авиационной техники,

нарушениями в ее эксплуатации и обслуживании, относятся отказ системы управления ЛА, остановка (самовыключение) двигателя, отказ системы управления двигателем, заправка летательного аппарата некондиционными горючесмазочными материалами, помпаж двигателя (воздухозаборника) и др.

Внешняя информация поступает в часть из вышестоящих штабов. Она делится на оперативную, периодическую и информацию, предоставляемую по запросу.

Оперативная информация об инцидентах содержит сведения об их обстоятельствах и причинах и рекомендации профилактического характера. Она доводится до личного состава частей в виде шифротелеграмм или по телефону.

Источниками периодической информации о состоянии безопасности полетов являются:

экспресс-бюллетени по безопасности полетов;

информационные выпуски об АП и авиационных инцидентах;

выпуски с рекомендациями по предупреждению отказов авиационной техники и ошибочных действий летного состава и органов единой системы ОрВД;

материалы, содержащие анализ АП и авиационных инцидентов;

рекомендации по предотвращению АП.

Указанные выше источники разрабатываются в соответствующих организациях ВВС и вышестоящих штабах с установленной периодичностью, например, ежемесячно, ежеквартально и т.д.

Информация о факторах, снижающих безопасность полетов в ряде случаев, когда причины появления этих факторов очевидны, позволяет непосредственно разработать конкретные мероприятия профилактического характера. Однако чаще всего для выявления этих причин требуются обработка и анализ информации.

С целью повышения эффективности обработки и анализа информации предусматривается создание автоматизированных информационных систем (АИС), главной задачей которых является реализация основных принципов управления системой обеспечения полетов. АИС должна обеспечить сбор, учет, накопление информации по авиационным происшествиям и инцидентам, ее обработку и кодирование, оперативный контроль и оценку фактического уровня безопасности, сравнение его с заданным, прогнозирование безопас-

ности полетов.

Необходимым условием для решения этих задач является достаточное информационное обеспечение. При этом на первое место выдвигается задача управления нижним иерархическим уровнем – авиационной частью, требующая переработки большого количества качественно неоднородной информации (о состоянии АТ, о летном и инженерно-техническом составе, объективных показателях полета, условиях применения АТ и пр.).

Структура автоматизированной информационной системы части, создаваемой в целях повышения качества технической эксплуатации АТ и уровня БзП, связанного с возможными ее отказами, представлена на рис.9.3.

Вся информация посредством АИС должна передаваться в вышестоящие административные органы военного управления, а также и во все другие заинтересованные организации, в том числе НИУ Министерства обороны и промышленности, для дальнейшего ее исследования, анализа и принятия решения по разработке мероприятий, направленных на предотвращение авиационных происшествий и дальнейшее повышение уровня безопасности полетов. Использование АИС дает возможность совершить переход от накопления многочисленных и зачастую разрозненных и противоречивых данных о причинах АП и инцидентов к проведению строгого анализа и оценки влияния различных факторов на БзП и разработки на этой основе научно обоснованных комплексных программ обеспечения безопасности полетов на всех стадиях жизненного цикла ЛА. Такие программы должны решать главнейшую задачу проблемы обеспечения БзП – предвидеть опасность и своевременно ее предотвращать.

9.3. АНАЛИЗ ИНЦИДЕНТОВ И НЕДОСТАТКОВ В ЛЕТНОЙ РАБОТЕ

Главная цель анализа конкретных инцидентов и недостатков в летной работе – выявление их причин, установление определенных тенденций возникновения инцидентов (недостатков) и разработка профилактических мероприятий, исключающих повторение аналогичных случаев. В результате анализа должно быть установлено:

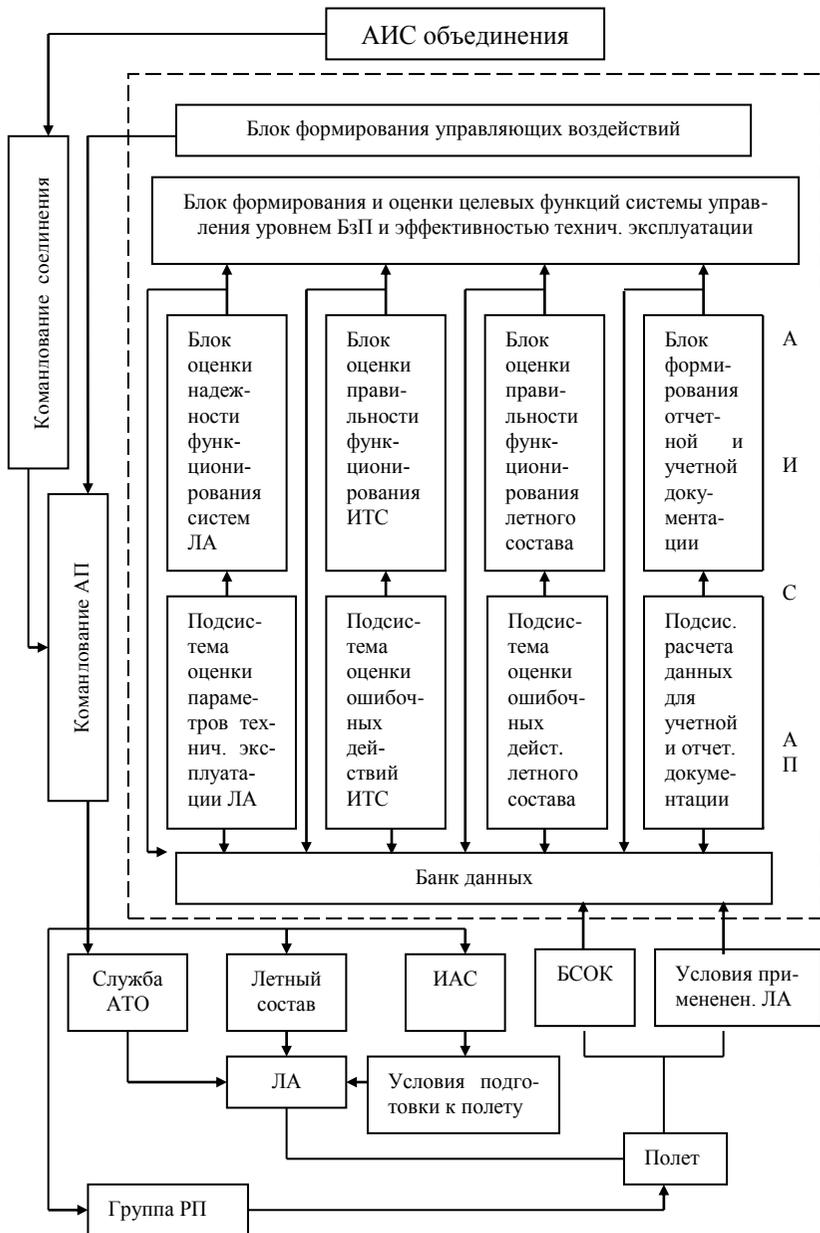


Рис.9.3

что произошло (факты), когда, как и в каких условиях (условия и обстоятельства), почему произошло (причины), по чьей вине это произошло (виновники).

Условия и обстоятельства возникновения инцидентов определяются совокупностью признаков, характеризующих отличительные черты особой ситуации, квалифицируемой как данный инцидент. К этим признакам относятся сведения о времени суток и метеорологических условиях, типе ЛА, экипаже, номере упражнения, содержании полетного задания и этапе полета, действиях экипажа и группы руководства полетами.

В зависимости от характера опасного фактора, приведшего к особой ситуации, и от этапа полета, где она возникла, набор признаков как характеристик особой ситуации может исчисляться десятками наименований. Для объективного выявления признаков особых ситуаций должна быть с максимальной эффективностью использована информация всего комплекса средств объективного контроля, имеющихся в авиационных и обслуживающих частях.

Инцидент – сложное событие, которое чаще всего возникает не по простейшей схеме (причина–следствие), а является обобщающим событием в цепочке более элементарных событий, объединенных причинно-следственными связями.

Прослеживая эти связи, можно выделить главные, непосредственные и способствующие причины каждого инцидента:

главная – это та первоначальная причина, которая создает потенциальную возможность для возникновения инцидента;

непосредственная и способствующая – это те причины, которые создают реальные условия для превращения возможности в действительность. Непосредственной, как это следует из самого названия, является причина, вызывающая инцидент. Обычно она является следствием главной причины и указывается в фактах и обстоятельствах инцидента.

Для разработки профилактических мероприятий по конкретным инцидентам необходимо выявить все категории причин.

Приведем примеры, иллюстрирующие инцидент как сложное событие с выявлением всех категорий причин.

В полете произошло резкое кренение самолета. В сложившейся ситуации многократные энергичные попытки экипажа парировать

кренение помогли восстановить управляемый полет и избежать его аварийного исхода.

Как показали исследования, кренение произошло из-за самопроизвольного выпуска в полете предкрылка, в результате чего возник значительный кренящий момент. Выход предкрылка был обусловлен усталостным разрушением крепежного болта. Парирование кренения затруднялось ограниченностью отклонения элеронов из-за попадания постороннего предмета – болта в систему управления элеронами. Болт, не являющийся элементом проводки управления, был, очевидно, в конструкции консоли крыла ранее, до происшествия, однако он не мешал управлению при нормальной работе предкрылков.

Из обстоятельств данного инцидента следует, что главной причиной инцидента является недостаточная усталостная прочность крепежного болта предкрылка, непосредственной – самопроизвольный выход предкрылка, приведший к возникновению кренящего момента, способствующей – наличие постороннего предмета в системе управления элеронами, что привело к ограничению их подвижности и, следовательно, затруднило парирование кренящего момента.

Рассмотрим другой пример. На посадке при выпуске щитков-закрылков возник резкий кренящий момент. Энергичные действия экипажа позволили предотвратить развитие особой ситуации и благополучно произвести посадку. Расследование серьезного инцидента позволило выяснить причины его возникновения. Кренящий момент явился следствием уборки правого щитка-закрылка «плавающего» типа от набегающего потока воздуха из-за разрушения кронштейна щитка.

Из обстоятельств данного инцидента следует, что главной причиной данного инцидента является конструктивное несовершенство узла, крепящего кронштейн к наконечнику штока гидроцилиндра уборки-выпуска щитка, непосредственной – самопроизвольный уход щитка-закрылка по потоку, который приводит к кренящему моменту, способствующей – невнимательность, допущенная техником самолета и начальником ТЭЧ звена при осмотре кронштейна в парковый день.

При разработке профилактических мероприятий, направленных

на исключение инцидентов, необходимо уделить равное внимание устранению как главных, так и способствующих причин инцидентов. Нужно иметь в виду, что мероприятия, направленные на устранение непосредственных и способствующих причин, снижают вероятность повторения аналогичных инцидентов, однако не устраняют потенциальную возможность их появления, так как главная причина остается неустраненной. Главные причины инцидентов в основном устраняются доработками, выполняемыми на авиационной технике.

Очередность и срочность профилактических мероприятий по предупреждению инцидентов находятся в прямой зависимости от их опасности: чем опаснее инцидент, тем быстрее и оперативнее должны быть разработаны и реализованы мероприятия, исключающие возможность его повторения; отсюда вытекает важность задачи количественной оценки опасности инцидентов.

Напомним, что все инциденты по их опасности принято разделять на авиационные инциденты, серьезные авиационные инциденты и серьезные авиационные инциденты с повреждением. Основанием для такой оценки опасности инцидентов служат перечни событий в полете, подлежащих исследованию в эксплуатации и регламентированных указанными правилами. При таком подходе не исключается полностью субъективизм в квалификации событий в полете как инцидентов, а оценка их опасности является качественной.

Для количественной оценки опасности инцидентов может быть применена методика, разработанная В.Ф.Жмеренецким и Ю.А.Кибардиным. В соответствии с этой методикой количественной характеристикой опасности инцидента является условная вероятность выхода $P_{\text{вых}}$ из особой ситуации, квалифицируемой как данный инцидент.

Расчет $P_{\text{вых}}$ производится методом экспертного оценивания с привлечением квалифицированного состава экспертов. Для этого экспертам-летчикам предъявляется особая ситуация в виде словесного описания с конкретными значениями ее признаков. Выход из особой ситуации (ее парирование) представляется последовательно тремя этапами: обнаружение и распознавание особой ситуации, принятие решения, собственно парирование особой ситуации.

Внутри каждого этапа выделяются факторы, определяющие трудность (вероятность) его благополучного выполнения.

В соответствии с формализованным описанием ситуации каждый из экспертов оценивает ее опасность, пользуясь картой–таблицей вопросов (рис. 9.4).

Попробуйте оценить почему и насколько опасна ситуация							
I. Трудно определить отказ?		II. Трудно принять решение?			III. Трудно парировать?		
1. Очень трудно		1. Очень трудно			1. Очень трудно		
2. Вообще-то трудно		2. Вообще-то трудно			2. Вообще-то трудно		
3. Легко		3. Легко			3. Легко		
Что именно трудно?		Что мешает?			Что именно трудно?		
Иа Обнаружить начальные признаки?	Иб Распознать, что именно случилось?	IIа Дефицит времени?	IIб Эмоциональная нагрузка?	IIв Недостаток информации?	IIIа Управлять ЛА?	IIIб Управлять системами?	IIIв Технических средств недостаточно?
1. Очень трудно	1. Очень трудно	1. Сильно ощущается	1. Сильно чувствуется	1. Недостаточно	1. Очень трудно	1. Трудно	1. Недостаточно
2. Вообще-то трудно	2. Вообще-то трудно	2. Немного ощущается	2. Немного чувствуется	2. Трудно сказать	2. Заметно трудно	2. Средне трудно	2. Трудно сказать
3. Легко	3. Вообще-то не трудно	3. Не ощущается	3. Не чувствуется	3. Достаточно	3. Легко	3. Легко	3. Достаточно

Рис.9.4

Эксперт выбирает наиболее подходящий ответ на каждый из поставленных в карте вопросов; этот ответ оценивается баллом, равным порядковому номеру вопроса (1, 2 или 3). Средняя оценка в баллах опасности ситуации по результатам ответов m экспертов определяется по формуле

$$z_{cp} = \frac{\sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^n z_{ij}}{m \cdot n},$$

где z_{ij} – оценка, выставленная j -м экспертом при ответе на i -й вопрос таблицы ($i = \overline{1, n}, n = 11$).

Математическое ожидание условной вероятности выхода из особой ситуации связано со средней оценкой z_{cp} в первом приближении соотношением

$$P_{\text{вых}} = \ln z_{cp}. \quad (9.1)$$

Зависимость (9.1) справедлива при $0,2 \leq P_{\text{вых}} \leq 0,99$. Она может быть использована в практике частей и эксплуатирующих организаций при экспертной оценке опасности инцидентов. Качественные оценки опасности инцидентов, представляемые особыми ситуациями (усложнение условий полета, сложная, аварийная и катастрофическая ситуации), весьма дискретны, границы между такими оценками не всегда могут быть строго выявлены, что, естественно, затрудняет разработку профилактических мероприятий. В этом отношении выше приведенная методика с соотношением (9.1) дает возможность более дифференцированно подойти к характеристике опасности инцидентов и в соответствии с этим разработать более оптимальные профилактические мероприятия.

В авиационных частях и частях обеспечения ежемесячно (в авиационных соединениях и авиационных объединениях ежеквартально) проводится анализ (разбор) авиационных инцидентов, нарушений и ошибочных действий личного состава.

При анализе должны быть рассмотрены следующие вопросы:

анализ условий повседневной деятельности авиационных частей; задачи, решаемые ими; факторы, усложнившие выполнение поставленных задач;

анализ авиационных происшествий и авиационных инцидентов; выявленные опасные факторы;

детальный анализ безопасности полетов по категориям авиационного персонала, классности, этапам полета и другим критериям;

сравнительная оценка безопасности полетов в анализируемом периоде с предыдущим периодом;

состояние профилактической работы, ее эффективность; меры, принимаемые по предупреждению повторяемости авиационных ин-

цидентов, в первую очередь связанных с ошибочными действиями личного состава;

выводы о состоянии учета, факты сокрытия или неправильной классификации авиационных инцидентов, положительные примеры работы по предотвращению авиационных инцидентов;

указания, предложения и рекомендации по предотвращению авиационных происшествий.

При анализе инцидентов выявляется, случайно или закономерно их возникновение и возможно ли их проявление в будущем. При этом особое внимание уделяется анализу повторяемости инцидентов по одним и тем же причинам, одними и теми же летчиками, в одном и том же подразделении, части. Повторяемость инцидентов обычно свидетельствует о низкой эффективности профилактической работы по искоренению инцидентов, о наличии определенных закономерностей в их проявлении, что часто бывает следствием одних и тех же причин (способствующих или главных).

9.4. АНАЛИЗ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ЗА ОПРЕДЕЛЕННЫЙ ПЕРИОД ЭКСПЛУАТАЦИИ

Анализ состояния безопасности полетов за определенный период эксплуатации проводится по статистическим данным об АП и инцидентах, отказах авиатехники, ошибках личного состава.

С помощью этих данных методами математической статистики возможно решать задачи, составляющие существо количественного анализа БзП, а именно: оценивать реально достигнутый уровень безопасности полетов, определять степень опасности опасных факторов, производить их ранжировку по вкладу в общий уровень аварийности, оценивать эффективность различных профилактических мероприятий по повышению БзП.

Оценивание достигнутого уровня БзП может быть произведено с помощью ранее изученных показателей, таких, как Q – уровень риска; $T_{АП}$ – средний налет на одно авиационное происшествие; $P_{БП}$ – вероятность отсутствия АП за рассматриваемый налет t_{Σ} . По данным эксплуатации непосредственно могут быть вычислены

статистические оценки этих показателей:

$$Q^* = \frac{n_{\text{АП}}}{N} \text{ или } Q_t^* = \frac{n_{\text{АП}}}{t_{\Sigma}}; \quad (9.2)$$

$$T_{\text{АП}}^* = \frac{t_{\Sigma}}{n_{\text{АП}}}, \quad P_{\text{БП}}^* = e^{-n_{\text{АП}}}.$$

Эти оценки являются приближенными, так как число АП, положенное в основу их расчета, случайно: оно могло быть как меньше, так и больше зарегистрированного значения.

Точность расчета показателей БзП можно оценивать, определив доверительные интервалы, в которых с заданной степенью достоверности, характеризуемой доверительной вероятностью β , находятся истинные значения этих показателей. Из соотношений (9.2) видно, что для этого необходимо определить доверительный интервал для величины $n_{\text{АП}}$. Последний может быть вычислен при условии, что распределение заданного числа АП как редких событий является пуассоновским:

$$Q_n = \frac{a^n}{n!} e^{-a}, \quad (9.3)$$

где a – неизвестный параметр распределения. За его приближенное значение может быть принято $a^* = n_{\text{АП}}$.

Распределение оценки a^* , как известно из теории вероятностей, тесно связано с χ^2 -распределением. Это обстоятельство позволяет выразить доверительный интервал для a^* , а следовательно, и для $n_{\text{АП}}$ через значение χ^2 . Математическая статистика дает для этого случая соотношение

$$\frac{1}{2} \chi_{\frac{1+\beta}{2}}^2(f_1) \leq n_{\text{АП}} \leq \frac{1}{2} \chi_{\frac{1-\beta}{2}}^2(f_2), \quad (9.4)$$

где $f_1 = 2n_{\text{АП}}$; $f_2 = 2(n_{\text{АП}} + 1)$ – числа степеней свободы, в функции которых по справочной литературе определяют величины χ^2 при заданной доверительной вероятности β .

Известно, что при $f \geq 30$ можно полагать, что величина χ^2 имеет распределение, весьма близкое к нормальному закону. Это обстоятельство дает возможность находить χ^2 при $f \geq 30 (n_{АП} \geq 15)$ через конечные соотношения. В частности, при $\beta = 0,95$ они имеют вид:

$$\begin{aligned}\chi_{0,975}^2(f_1) &= \frac{1}{2}(\sqrt{2f_1} - 1,96)^2; \\ \chi_{0,025}^2(f_1) &= \frac{1}{2}(\sqrt{2f_1} + 1,96)^2.\end{aligned}\tag{9.5}$$

При известных границах $n_{АП_1}$ и $n_{АП_2}$, используя соотношения (9.2), можно определить доверительные границы для показателей БЗП:

$$\begin{aligned}Q_1 &= \frac{n_{АП_1}}{N}, \quad Q_2 = \frac{n_{АП_2}}{N} \text{ или } Q_{t_1} = \frac{n_{АП_1}}{t_\Sigma}, \quad Q_{t_2} = \frac{n_{АП_2}}{t_\Sigma}, \\ T_{АП_1} &= \frac{t_\Sigma}{n_{АП_1}}, \quad T_{АП_2} = \frac{t_\Sigma}{n_{АП_2}}, \\ P_{БП_1} &= e^{-n_{АП_1}}, \quad P_{БП_2} = e^{-n_{АП_2}}.\end{aligned}\tag{9.6}$$

Такой же подход может быть применен для определения доверительных границ для вероятностей отсутствия инцидентов или опасного отказа в одном полете, для среднего времени налета на один инцидент или опасный отказ и вероятностей отсутствия этих событий за рассматриваемый период. При этом считается, что потоки инцидентов или опасных отказов являются пуассоновскими с распределением вероятностей возникновения определенного числа указанных событий, соответствующих (9.3).

Пример. За суммарный налет $t_\Sigma = 1,8 \cdot 10^5$ ч зарегистрировано 15 АП и 720 инцидентов. Требуется определить Q_i , $Q_{ин}$ при $\beta = 0,95$.

По формуле (9.5) вычисляем

$$\chi_{0,975}^2(30) = \frac{1}{2}(\sqrt{4 \cdot 15} - 1,96)^2 = 16,74;$$

$$\chi_{0,025}^2(30) = \frac{1}{2}(\sqrt{4 \cdot 16} + 1,96)^2 = 40,14.$$

Используя последовательно соотношения (9.4), (9.5) и (9.6), получаем

$$4,65 \cdot 10^{-5} \leq Q_i \leq 11,15 \cdot 10^{-5}.$$

Проделав аналогичные вычисления для инцидентов, будем иметь

$$3,72 \cdot 10^{-2} \leq Q_{\text{и}} \leq 4,3 \cdot 10^{-2}.$$

Из приведенных результатов видно, что доверительный интервал для возможных значений Q_i шире, чем доверительный интервал для возможных значений $Q_{\text{и}}$, что объясняется очевидным обстоятельством – различными объемами статистики $n_{\text{АП}}$, $n_{\text{и}}$.

Итак, для оценки достигнутого уровня БзП требуются статистические данные по числу АП (инцидентов) и суммарному налету (общему количеству выполненных полетов). По одному статистическому показателю, например среднему налету на одно АП, дать точную количественную оценку достигнутого уровня БзП не представляется возможным.

Достоверность полученных оценок возрастает с увеличением объема статистических материалов по АП и инцидентам. Поэтому надежные оценки показателей безопасности полетов могут быть получены лишь за достаточно длительный период эксплуатации. Эти оценки являются интегральными, учитывающими совокупное влияние на БзП всех факторов. Методика расчета показателей БзП по отдельному фактору (группе факторов) остается прежней, только в этом случае при расчете используется статистика $n_{\text{АП}}$ и $n_{\text{и}}$ по данному фактору (группе факторов).

Важной задачей анализа состояния безопасности полетов является сравнение фактического уровня БзП с заданным (нормированным). В математическом плане решение этой задачи при предположении о пуассоновском законе распределения числа АП (9.3) сводится к статистическому сравнению оценочного значения

параметра распределения a^* с заданными значениями a_3 .

Пусть требуемый уровень безопасности полетов для ЛА нормирован величиной среднего полета на одно авиационное происшествие $T_{АП_3}$. Из опыта эксплуатации ЛА данного типа известно, что за налет t_Σ произошло $n_{АП}$. Тогда оценочное значение параметра распределения $a^* = n$ и заданное (нормированное) будет равно:

$$a_3 = \frac{t_\Sigma}{T_{АП_3}}.$$

При статистическом сравнении a^* и a_3 возможно принятие следующих гипотез (выводов): нулевой гипотезы $a = a_3$ – фактический уровень БзП соответствует заданному ($T_{АП} = T_{АП_3}$); альтернативной гипотезы $a > a_3$ – фактический уровень БзП меньше заданного ($T_{АП} < T_{АП_3}$); альтернативной гипотезы $a < a_3$ – фактический уровень БзП больше заданного ($T_{АП} > T_{АП_3}$).

Нулевая гипотеза на уровне значимости α отвергается в пользу альтернативной гипотезы $a > a_3$ при $a_3 < \frac{1}{2} \chi_{1-\alpha}^2(f_1)$, где $f_1 = 2n$, и в пользу альтернативной гипотезы $a < a_3$ при $a_3 > \frac{1}{2} \chi_\alpha^2(f_2)$, где $f_2 = 2(n+1)$. Выбор одной из двух альтернативных гипотез $a < a_3$ или $a > a_3$ при сравнении фактического уровня БзП с заданным определяется соотношением a^* и a_3 .

Оценка степени опасности опасных факторов. Вклад i -го фактора в общий уровень аварийности определяется не только частотой его появления в полетах, но и степенью опасности его последствий. Будем полагать, что полет заканчивается авиационным происшествием, если последствия опасного фактора не парированы экипажем, и инцидентом, если последствия парированы. Поэтому степень

опасности i -го фактора можно оценить относительной частотой АП s_i^* , вычисленной при условии появления данного фактора:

$$s_i^* = \frac{n_{\text{АП}_i}}{n_{\text{АП}_i} + n_{\text{и}_i}}.$$

Частота s_i^* – величина случайная ввиду ограниченной статистики по $n_{\text{АП}_i}$ и $n_{\text{и}_i}$. Доверительные границы s_{i_1} и s_{i_2} при доверительной вероятности β определяются из решения уравнений

$$\begin{aligned} \sum_{m=n_{\text{АП}_i}}^{n_i} C_{n_i}^m s_{i_1}^m (1-s_{i_1})^{n_i-m} &= \frac{1-\beta}{2}; \\ \sum_{m=0}^{n_{\text{АП}_i}} C_{n_i}^m s_{i_2}^m (1-s_{i_2})^{n_i-m} &= \frac{1-\beta}{2}, \end{aligned} \quad (9.7)$$

где $n_i = n_{\text{АП}_i} + n_{\text{и}_i}$.

Решения уравнений (9.7) в зависимости от s_i^* и n_i приводятся в виде таблиц либо графиков (рис. 9.5). В практике эксплуатации достаточно часто встречаются случаи, когда по i фактору были только:

одни инциденты, то есть $n_i = n_{\text{и}_i}$, $s_i^* = 0$;

одни АП, то есть $n_i = n_{\text{АП}_i}$, $s_i^* = 1$.

Расчет доверительных границ для s_i в этих случаях может быть произведен по конечным формулам:

для первого частного случая ($n_i = n_{\text{и}_i}$) –

$$s_{i_1} = 0; s_{i_2} = 1 - \sqrt[n_{\text{и}_i}]{1-\beta}; \quad (9.8)$$

для второго частного случая ($n_i = n_{\text{АП}_i}$) –

$$s_{i_1} = 1 - \sqrt[n_{\text{АП}_i}]{1-\beta}; s_{i_2} = 1. \quad (9.9)$$

Определим степень опасности отказов топливной автоматики двигателя

$$s_q^* = \frac{10}{154 + 10} = 0,061.$$

Доверительные границы для s_q находим по графикам, изображенным на рис. 9.5:

$$s_{q_1} = 0,03; s_{q_2} = 0,09.$$

Определяем степень опасности отказов радиоэлектронного и авиационного оборудования

$$s_o^* = \frac{0}{138} = 0.$$

Доверительные границы для s_o находим по формулам (9.8):

$$s_{o_1} = 0; s_{o_2} = 1 - \sqrt[188]{1 - 0,95} = 0,016.$$

Определяем степень опасности разрушения элементов планера, взлетно-посадочных устройств

$$s_{\Pi}^* = \frac{5}{5} = 1.$$

Доверительные границы для s_{Π} находим по формулам (9.9):

$$s_{\Pi_1} = \sqrt[5]{1 - 0,95} = 0,549; s_{\Pi_2} = 1.$$

Статистическая обработка данных табл. 9.1 позволяет сделать следующие выводы: с вероятностью 0,95 можно утверждать, что будут заканчиваться АП: от 3 до 9% – случаи отказов топливной автоматики двигателя; от 0 до 2% – случаи отказов оборудования и от 55 до 100% – случаи разрушения элементов планера и ВПУ.

Несмотря на то, что в эксплуатации АП из-за отказов оборудования крайне редки, результаты статистической обработки подтверждают такую возможность (от 0 до 2% случаев).

Несмотря на то, что в эксплуатации из разрушения элементов конструкции планера и ВПУ происходит только АП, результаты статистической обработки не исключают возможности инцидентов по этой причине (от 0 до 45% случаев).

Достаточно широкий интервал вероятности АП и инцидентов из-

за разрушения конструкции определяется малым объемом фактических данных (5 случаев).

Выводы о возможности АП и инцидентов по определенным причинам в случае, когда такие события в эксплуатации не наблюдались, должны основываться не только на результатах статистической обработки, но и в первую очередь на исследовании физики самих явлений: математические результаты не должны противоречить практическому опыту и логике здравого смысла. Вообще говоря, такого противоречия в подавляющем большинстве случаев не будет, если инциденты будут квалифицироваться объективно как события, которые могут с вероятностью, отличной от нулевой, приводить к авиационному происшествию. Поэтому, чтобы результаты статистической обработки при оценивании достигнутого уровня БЗП были правомерными и объективными, необходимо, чтобы исходная для анализа статистика аварийности была объективной и научно обоснованной, что предполагает тщательное расследование АП и анализ инцидентов с выявлением их главных, непосредственных и способствующих причин.

Ранжировка опасных факторов. Важной задачей анализа статистики аварийности является определение факторов, оказывающих наиболее отрицательное влияние на БЗП. По наиболее аварийным факторам разрабатываются и реализуются первоочередные профилактические мероприятия, направленные на повышение безопасности полета.

Решение задачи выявления наиболее аварийных факторов в общем случае связано с ранжировкой факторов по определенным показателям БЗП. В некоторых случаях такая ранжировка очевидна из самой практики эксплуатации и не требует проведения каких-либо расчетов по специальной схеме, во всех других случаях для ранжировки целесообразно применение методов статистического сравнения.

Допустим, требуется провести ранжировку n факторов по показателю уровня риска Q , то есть расположить их в порядке убывания вклада каждого в аварийность. На первый взгляд кажется, что решение этой задачи может быть выполнено просто – расположением факторов в порядке убывания числа АП по каждому из них. Од-

нако такая ранжировка будет содержать элемент случайности, так как положенные в ее основу числа АП по каждому из факторов являются случайными. Если по j -му и i -му факторам произошло n_j и n_i АП, причем $n_j > n_i$, то этот факт еще не обязательно означает, что j -й фактор более аварийный, чем i -й. Такое утверждение с определенной степенью достоверности будет верно, если n_j значительно превышает n_i . Для установления такого факта математическая статистика предлагает критерий статистического сравнения

$$u = \sqrt{2} \left(\sqrt{n_j - \frac{1}{2}} - \sqrt{n_i + \frac{1}{2}} \right). \quad (9.10)$$

Величина u приближенно распределена по нормальному закону с параметрами $m_u = 0$, $\sigma_u = 1$. Вычисленное по формуле (9.10) значение u сравнивается с критическим значением $u_{1-\alpha}$, имеющим смысл аргумента функции нормального распределения при вероятности $1-\alpha$. Величина α , называемая уровнем значимости, имеет смысл вероятности отвергнуть проверяемую гипотезу $Q_j = Q_i$, в то время как она в действительности верна. Обычно принимают $\alpha = 0,01 \dots 0,1$. Так, если $\alpha = 0,05$, то величина $u_{0,95} = 1,64$. При $u < u_{1-\alpha}$ принимается гипотеза $Q_j = Q_i$, при $u > u_{1-\alpha}$ принимается альтернативная (противоположная) гипотеза $Q_j > Q_i$.

По результатам попарного сравнения всех n факторов заполняется специальная таблица (табл. 9.2).

Т а б л и ц а 9.2

Фактор	1	2	...	i	...	j	...	n	Сумма баллов
1	—	-1	...	1	...	0	...	0	
2	1	—	...	-1	...	0	...	-1	
...	—	
i	-1	1	...	—	...	-1	...	0	
...	—	
j	0	0	...	1	...	—	...	1	

...	—	...	
n	0	1	...	0	...	-1	...	—	

В каждую ячейку ij таблицы на основании принятой гипотезы заносится:

$$\begin{aligned}
 &0, \text{ если } Q_i = Q_j; \\
 &-1, \text{ если } Q_i > Q_j; \\
 &1, \text{ если } Q_i < Q_j.
 \end{aligned}
 \tag{9.11}$$

По правилу (9.11) заполняются ячейки, расположенные справа от главной диагонали. Принцип заполнения ячеек, расположенных слева от главной диагонали, ясен из самой табл. 9.2 и правила (9.11).

Ранжировка факторов производится в соответствии с алгебраическими суммами баллов: наиболее аварийному фактору соответствует наименьшая сумма.

Пример. За три года эксплуатации одного из типов ЛА зафиксировано следующее распределение АП по основным группам причин:

двигатель и его система управления – 9;

система управления самолетом – 5;

планер и его системы – 3;

ошибки в руководстве полетами, технике пилотирования и эксплуатации самолета в воздухе – 15.

Требуется выполнить ранжировку указанных групп причин АП по критерию Q при уровне зависимости $\alpha = 0,05$.

Результаты попарного сравнения по критерию (9.10) приводятся в табл. 9.3 (для краткости каждая группа причин в таблице обозначена ее начальной буквой).

Из существа табл. 9.3 следует, что, вопреки разнице в числах АП, уровни риска из-за отказов двигателя и системы управления ЛА статистически неразличимы, то есть статистические данные не позволяют утверждать, что АП из-за отказов двигателя более вероятны, чем из-за отказов системы управления. Тот же результат получен

для ряда других попарно сравниваемых факторов.

Т а б л и ц а 9.3

Сравниваемые группы причин	Соотношение чисел АП	<i>и</i>	Гипотеза
Д/С	9/5	0,815	$Q_d = Q_c$
Д/П	9/3	1,48	$Q_d = Q_p$
Д/О	9/15	1,02	$Q_d = Q_o$
С/П	5/3	0,352	$Q_c = Q_p$
С/О	5/15	2,06	$Q_o > Q_c$
П/О	3/15	2,72	$Q_o > Q_p$

Для окончательной ранжировки причин составлена табл. 9.4.

Т а б л и ц а 9.4

Группа причин	Д	С	П	О	Сумма баллов	Ранжировка
Д	—	0	0	0	0	2
С	0	—	0	1	1	3-4
П	0	0	—	1	1	3-4
О	0	-1	-1	—	-2	1

Из данных табл. 9.4 следует, что наибольшую угрозу БзП создают ошибки группы руководства полетами, а также ошибки в технике пилотирования и эксплуатации ЛА в воздухе. Вклады отказов системы управления ЛА и планера с его системами в уровень аварийности статистически неразличимы, хотя видимое различие существует (соответственно 5 и 3 АП). При отсутствии повторяющихся отказов этим конструктивным группам при разработке мероприятий должно быть уделено одинаково повышенное внимание.

При ранжировке факторов по вероятности их появления в полете

$$q^* = \frac{n_{\text{АП}} + n_{\text{и}}}{N}$$

величины n_i и n_j , используемые по формуле (9.10), вычисляются по соотношениям

$$n_j = n_{\text{АП}j} + n_{\text{и}j};$$

$$n_i = n_{\text{АП}i} + n_{\text{и}i}.$$

Если требуется произвести ранжировку факторов по степени их опасности

$$s^* = \frac{n_{\text{АП}}}{n_{\text{АП}} + n_{\text{и}}},$$

то статистическое сравнение для j -го и i -го факторов степеней их опасности s_j и s_i может быть произведено на основе критерия точной вероятности Фишера. Для вычисления этого критерия данные статистики представляются матрицей 2×2

$$\begin{bmatrix} n_{\text{АП}i} & n_{\text{и}i} \\ n_{\text{АП}j} & n_{\text{и}j} \end{bmatrix}. \quad (9.12)$$

Если хотя бы один из элементов матрицы равен нулю, то точная вероятность появления полученных при правильности гипотезы H_0 (различия между факторами по степени их опасности нет) подсчитывается по формуле

$$P_0(H_0) = \frac{C_{n_{\text{АП}i} + n_{\text{АП}j}}^{n_{\text{АП}i}} C_{n_{\text{и}i} + n_{\text{и}j}}^{n_{\text{и}i}}}{C_{n_{\text{АП}i} + n_{\text{и}i}}^{n_{\text{АП}i} + n_{\text{и}i}} C_{n_{\text{АП}j} + n_{\text{и}j}}^{n_{\text{АП}j} + n_{\text{и}j}}}. \quad (9.13)$$

Если ни один из элементов матрицы (9.12) не равен нулю, то составляется серия более экстремальных матриц $1, 2, \dots, k$, пока в k -й матрице один из ее элементов не станет равным нулю:

$$\begin{bmatrix} n_{\text{АП}i} - 1 & n_{\text{и}i} + 1 \\ n_{\text{АП}j} + 1 & n_{\text{и}j} - 1 \end{bmatrix} \cdots \begin{bmatrix} n_{\text{АП}i} - k & n_{\text{и}i} + k \\ n_{\text{АП}j} + k & n_{\text{и}j} - k \end{bmatrix}.$$

Тогда точная вероятность $P(H_0)$ подсчитывается по формуле

$$P(H_0) = P_0 + P_1 + \dots + P_k.$$

Для расчета P_1, \dots, P_k можно воспользоваться рекуррентной формулой:

$$22. \text{ Изд. N947} P_k = P_{k-1} \frac{[n_{\text{АП}_i} - (k-1)][n_{\text{и}_j} - k(k-1)]}{(n_{\text{и}_i} + k)(n_{\text{АП}_j} + k)}. \quad (9.14)$$

Гипотеза о равенстве $s_j = s_i$ принимается, если $P(H_0) > \alpha$, где α – выбранный уровень значимости, и отвергается, если $P(H_0) < \alpha$.

Пример. За год эксплуатации для одного из типов ЛА зафиксировано число АП и инцидентов соответственно: из-за отказов двигателя – 5 и 12; из-за отказов системы управления ЛА – 2 и 24. Требуется оценить на уровне значимости $\alpha = 0,05$, является ли закономерным различие в степенях опасности отказов двигателя и системы управления.

Представляем данные статистики серией матриц 2×2 , начиная с исходной:

$$\begin{bmatrix} 2 & 24 \\ 5 & 12 \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} 1 & 25 \\ 6 & 11 \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} 0 & 26 \\ 7 & 10 \end{bmatrix}.$$

Для каждой матрицы вычисляем вероятность $P_i (i = \overline{0, 2})$. По формуле (9.13) определяем

$$P_0 = \frac{C_7^2 C_{36}^{26}}{C_{43}^{26}} = 0,00624.$$

По рекуррентной формуле (7.14) определяем

$$P_1 = 0,00624 \frac{2 \cdot 12}{26 \cdot 6} = 0,001;$$

$$P_2 = 0,001 \frac{1 \cdot 11}{27 \cdot 7} = 0,00006.$$

Вычисляем

$$P(H_0) = 0,00624 + 0,01 + 0,00006 = 0,0073.$$

Так как $P(H_0) < 0,05$, то можно полагать, что отказы двигателя

значительно более опасны, чем отказы системы управления, то есть наблюдаемый на практике результат: отказы двигателя чаще приводят к АП, чем отказы системы управления, является не случайным, а закономерным.

9.5. СОДЕРЖАНИЕ ОСНОВНЫХ НАПРАВЛЕНИЙ РАБОТЫ ИАС ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ И ОЦЕНКА ИХ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Инженерно-авиационная служба разрабатывает и проводит единый комплекс мероприятий, направленных на повышение надежности авиационной техники и безопасности полетов. При этом главным является недопущение АП и инцидентов по одним и тем же причинам, приводящим к отказам авиационной техники.

Основными направлениями деятельности ИАС всех уровней по обеспечению БзП являются следующие:

- обеспечение безотказной работы авиационной техники;

- обучение инженерно-технического и летного состава и предупреждение его ошибок при эксплуатации авиационной техники;
- совершенствование авиационной техники.

По обеспечению безотказной работы авиационной техники проводятся следующие работы:

- поддержание расчетной надежности авиационной техники путем высокого качества выполнения всех видов подготовок ЛА к полетам, регламентных работ и ремонта;

- проведение целевых осмотров и проверок, направленных на предупреждение повторяемости отказов;

- своевременное и эффективное использование информации бортовых средств объективного контроля и бортовых систем контроля для оценки технического состояния и работоспособности авиационной техники на основе как полетной информации, так и записей наземных проб и проверок систем ЛА;

- контроль наработки силовых установок на теплонапряженных режимах и разработка мероприятий по уменьшению времени работы двигателей на этих режимах;

- разработка перечня пожароопасных мест ЛА, технологических

карт по выполнению работ в этих местах и карт пооперационного контроля;

разработка перечня мест ЛА, особо подверженных процессам коррозии (особенно для частей, базирующихся в районах с влажным климатом или имеющих группы хранения ЛА), технологических карт их осмотра, предупреждения и устранения очагов коррозии;

разработка технологических карт осмотра ЛА после совершения грубой посадки (особенно для частей военных авиационных институтов и центров переучивания летного состава);

разработка мероприятий, связанных с выполнением бюллетеней промышленности по доработке авиационной техники;

совершенствование методов, средств и форм организации эксплуатации, хранения и ремонта АТ;

исследование состояния и работоспособности двигателей в группах диагностики (диагностических центрах);

прогнозирование отказов;

анализ влияния условий применения авиационной техники на ее надежность и БзП;

уточнение объема и периодичности подготовок ЛА к полетам, регламентных и ремонтных работ, а также совершенствование технологии их выполнения;

контроль состояния СНОП, зарядно-аккумуляторных станций, централизованных заправок ЛА, хранения и подачи на заправку ГСМ, разработка мероприятий по недопущению использования на ЛА некондиционных ГСМ;

периодические исследования технического состояния ЛА;

проведение показательных видов подготовок АТ к полетам и парковых дней;

учет и анализ отказов и неисправностей авиационной техники, проведение мероприятий по их предупреждению.

В особый период летательные аппараты могут допускаться к полетам с некоторыми отказами и неисправностями, перечень которых разрабатывается специалистами НИИ ВВС и авиационной промышленности на основании результатов анализа статистических данных по эксплуатации ЛА и специально проводимых исследований. Для каждого типа ЛА этот перечень утверждается соответ-

ствующими должностными лицами.

Одним из важных слагаемых поддержания высокой надежности авиационной техники является предупреждение ошибок инженерно-технического и летного состава при ее эксплуатации. Это достигается прежде всего приведением знаний личным составом авиационной техники и правил ее эксплуатации в соответствие с уровнем ее сложности.

Основными общими мероприятиями ИАС в этом направлении являются:

устранение недостатков в профессиональной подготовке и работе личного состава, совершенствование учебно-материальной и тренажной базы, организация и проведение технической учебы, тренажа личного состава;

обучение инженерно-технического и личного состава грамотной эксплуатации и обслуживанию авиационной техники на земле и в воздухе;

организация изучения и контроль за выполнением личным составом руководящих документов по БзП;

привлечение специалистов ИАС различных должностных категорий к разработке (переработке) технологических карт выполнения видов подготовок, регламентных работ, карт пооперационного контроля с последующим обсуждением результатов на секции ИАС методического совета части;

изучение психофизических особенностей труда личного состава и причин допускаемых ими ошибок;

учет и анализ ошибок, неправильных действий летного и инженерно-технического состава, принятие мер по их предупреждению;

внедрение передового опыта, совершенствование научной организации труда, поддержание высокого уровня технологической дисциплины;

проведение мероприятий в виде конференций, «летучек», сборов и др. по обобщению опыта эксплуатации авиационной техники с анализом путей повышения ее эксплуатационной надежности и мер по предупреждению ошибок летного и инженерно-технического состава при ее эксплуатации.

Кратко остановимся на одном из перечисленных мероприятий – разработке карт пооперационного контроля. Целью поопе-

рационального контроля является предупреждение ошибок личного состава ИАС, которые могут привести к отказам авиационной техники или непосредственной угрозе безотказности полетов. Основным видом контроля правильности действий личного состава ИАС при выполнении технологических карт подготовки АТ (регламентных, ремонтных работ) является пооперационный контроль, при котором только часть выполняемых операций подвергается контролю соответствующими должностными лицами ИАС. Эти операции называются контрольными, от правильности их выбора в значительной мере зависит эффективность выборочного контроля в смысле его воздействия на повышение БзП. Этот перечень должен включать те технологические операции, от полноты и качества которых зависит надежность жизненно важных узлов и агрегатов, то есть таких устройств, отказы которых создают непосредственную угрозу БзП. Кроме того, в перечень контрольных операций вносятся технологические операции, выполняемые в условиях дефицита времени на отдельных узлах, имеющих конструктивно-производственные недостатки. Примером таких операций может служить контроль закрытия замков контейнеров тормозных парашютов маневренных ЛА при их подготовке к повторному полету.

Перечень контролируемых особо важных с точки зрения БзП узлов и агрегатов эксплуатируемой авиационной техники корректируется в зависимости от ее доработок, применения нового контрольно-диагностического оборудования, повышения возможностей БСОК, а также совершенствования профессиональной подготовки исполнителей.

В направлении совершенствования авиационной техники ИАС проводит следующие мероприятия:

- войсковые и лидерные испытания ЛА с исследованием их технического состояния и выявлением недостатков испытываемой техники;

- отработка обоснованных требований к промышленности по устранению конструктивно-производственных недостатков и повышению эксплуатационных свойств техники;

- оформление рекламационных актов на отказавшие узлы и агрегаты;

- своевременное и высококачественное выполнение и контроль за

ходом доработок авиационной техники.

Планирование и реализация мероприятий проводятся в соответствии с действующими инструкциями и приказами. Все профилактические мероприятия проводятся на основании анализа внутренней и внешней информации. Их можно разделить на срочные и плановые. Срочные мероприятия проводятся на основании результатов анализа оперативного и специального контроля информации средств объективного контроля, указаний командира на разборе полетов за летный день (смену), результатов расследования АП и инцидентов и материалов внешней оперативной информации. Эта работа включает изучение с личным составом обстоятельств и причин инцидентов, ошибок, недостатков и мероприятий по их предупреждению, а также реализацию срочных мероприятий: разборы, занятия, тренажи, контрольные полеты, дополнительные целевые проверки состояния отдельных узлов и агрегатов авиатехники и т.д.

Наряду со срочными мероприятиями ИАС проводит плановую работу по профилактике АП и инцидентов. Эти мероприятия включаются в планы работы ИАС (годовые и месячные) в виде отдельного раздела: поддержание заданной надежности авиатехники и обеспечение безопасности полетов.

Плановые мероприятия по содержанию условно можно разделить на две группы:

мероприятия целевого характера по предупреждению отказов авиационной техники и повышению ее надежности и совершенствованию ее эксплуатации;

мероприятия по устранению недостатков в обеспечении БзП, выявленных в процессе эксплуатации.

К мероприятиям первой группы можно отнести работы, направленные на обеспечение надежной работы силовых установок, предупреждение пожаров, возникновения коррозии, негерметичности систем ЛА и двигателей, повышение качества эксплуатации отдельных элементов оборудования и вооружения и т.д.

К мероприятиям второй группы можно отнести работы, связанные с анализом эксплуатационной надежности авиационной техники, с анализом ошибок, допущенных инженерно-техническим составом в процессе ее эксплуатации, с изучением руководящих документов по безопасности полетов и проведением специальных за-

нятий по БзП и т.д.

ИАС наряду со штабом и другими службами принимает участие в разработке ежемесячных анализов инцидентов и недостатков в организации и проведении полетов, которые оказали отрицательное влияние на качество выполнения полетных заданий. Этот анализ является одним из основных разделов ежемесячного доклада командира при подведении итогов выполнения учебно-боевых задач части (подразделения). Анализ служит основой для определения командиром профилактических мероприятий, которые включаются в месячный план обеспечения безопасности полетов.

Оценка эффективности мероприятий требует целенаправленного сбора информации об их влиянии на показатели, характеризующие уровень безопасности полетов.

В пределах части при малом объеме статистических данных единственным критерием эффективности выполненных мероприятий является отсутствие за значительный период времени (высокой наработки) случаев повторения отказов техники, инцидентов, недостатков в организации и обеспечении полетов, для которых были проведены указанные мероприятия.

Более достоверные оценки эффективности можно получить из анализа результатов обработки массива статистических данных, накапливаемых по типам ЛА в масштабе ВВС.



Рис. 9.6

Качественный вывод об эффективности мероприятий можно сделать, прослеживая динамику изменения показателей БзП по календарному времени эксплуатации. Например, из графика, изображенного на рис. 9.6, где даны доверительные границы для показателя Q_i , видно, что до проведения мероприятий по i -му фактору

(группа факторов) уровень риска Q_i увеличивался, в период реализации мероприятий уровень риска стабилизировался, а после реализации мероприятий – уменьшился, то есть мероприятия дали положительный результат. Поскольку появление факторов, содержащих угрозу БзП, – событие в общем-то случайное, то и суждение об эффективности мероприятий можно получить только в вероятностном смысле. Например, если по показателю Q_i статистическая частота уровня риска была Q_{i1}^* , а после проведения мероприятий стала Q_{i2}^* , то простым сравнением частот Q_{i1}^* и Q_{i2}^* невозможно получить ответ: каков эффект мероприятий, так как сами частоты величины случайные.

Для сравнения двух частот, полученных при разных числах испытаний (полетов), математическая статистика рекомендует критерий вида

$$u = \frac{2 \arcsin \sqrt{Q_{i1}^* - \frac{1}{2N_1}} - 2 \arcsin \sqrt{Q_{i2}^*}}{\sqrt{\frac{1}{N_1} + \frac{1}{N_2}}}, \quad (9.15)$$

где $Q_{i1}^* > Q_{i2}^*$; N_1 и N_2 – суммарные числа полетов, выполненных до проведения мероприятий и после их реализации.

Величина u приближенно распределена по нормальному закону с параметрами $m_u = 0$, $\sigma_u = 1$. Для нее назначается критическая граница на определенном уровне значимости α $u_{кр} = u_{1-\alpha}$, где $u_{1-\alpha}$ – аргумент функции нормального распределения при вероятности $1-\alpha$. Если $u > u_{кр}$, то, следовательно, величина u значительно отличается от нуля, и можно принять гипотезу о положительном эффекте проведенных мероприятий ($Q_{i2} < Q_{i1}$); если $u < u_{кр}$, то логично предполагать отсутствие эффекта мероприятий ($Q_{i2} = Q_{i1}$).

На практике возможны такие нежелательные случаи, когда мероприятия дают отрицательный эффект. Использование критерия (9.15) позволяет выявить и этот случай. Если исходная статистика зафиксирована не по суммарному числу полетов N , а по суммарному налету t_{Σ} , то вычисление u также производится по критерию (9.15), при этом вместо N_1 и N_2 используются $t_{\Sigma 1}$ и $t_{\Sigma 2}$, а частоты Q_{i1}^* и Q_{i2}^* вычисляются в расчете на 1 час полета – соответственно $Q_{t_{i1}}^*$ и $Q_{t_{i2}}^*$.

9.6. ОСОБЕННОСТИ МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ СПЕЦИАЛЬНЫХ ЗАНЯТИЙ ПО БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Эксплуатация авиационной техники, выполняющей сложные задачи, предъявляет высокие требования к уровню подготовки кадров, к формам и методам их обучения и воспитания. Обеспечение безопасности полетов требует от всего личного состава отличного знания АТ, методов ее применения и обслуживания, воспитания высокого чувства ответственности за качественную подготовку техники к полетам, успешное проведение и обеспечение полетов, строгое выполнение документов, регламентирующих безаварийную работу, высокую дисциплинированность и организованность.

Среди многих мероприятий, проводимых в части по обеспечению безопасности полетов, особое место занимают специальные занятия, которые проводятся с личным составом части всех категорий не реже одного раза в месяц. Специальные занятия по БзП – обобщенная и целенаправленная форма информационного обеспечения БзП.

Основным назначением специальных занятий является:

проведение детального анализа причинно-следственных связей возникновения особых ситуаций и их перерастания в инциденты и АП;

раскрытие и изучение взаимосвязи всех опасных факторов, причин ошибочных действий и нарушений, которые могут привести к угрозе БзП;

изучение недостатков в летной работе, в подготовке АТ к полетам, в обеспечении полетов, допускаемых различными категориями личного состава части, которые могут стать причинами АП;

анализ конструктивно-производственных недостатков и причин отказов АТ;

подготовка экипажей и лиц группы руководства полетами к действиям в особых случаях.

Главными задачами специальных занятий являются предупреждение АП и инцидентов, устранение выявленных недостатков в летной работе и ошибочных действий личного состава, воспитание и обучение личного состава. Занятия проводятся, как правило, в дни общей наземной подготовки к полетам либо в дни подведения итогов за месяц, продолжительностью не менее двух часов.

Специальные занятия организуют и проводят:

командир части или его заместитель – со всем личным составом части или только с летным составом и группой руководства полетами;

заместитель командира части по ИАС (старшие инженеры части по специальности) – с ИТС, а в некоторых случаях (при ошибках летного состава в эксплуатации АТ и ее отказах) и с летным составом;

командир части обеспечения или его заместитель – с личным составом, участвующим в обеспечении полетов.

Качество занятия определяется квалификацией и опытом руководителей занятий, их отношением к порученному делу.

При подготовке к проведению занятия руководитель использует руководящие документы по безопасности полетов, оперативную информацию об АП и инцидентах, предполагаемые мероприятия по их предупреждению, анализы причин аварийности, планы мероприятий по обеспечению безопасности полетов, анализирует журналы учета инцидентов и ошибочных действий личного состава, изучает материалы объективного контроля.

Успех проведения специального занятия по обеспечению безопасности полетов в значительной степени зависит от методического мастерства руководителя занятий.

При этом для успешного проведения этих занятий необходимо руководствоваться основными положениями дидактики – теории

обучения. В соответствии с этой теорией руководитель при подготовке к проведению занятия должен правильно выбрать тему занятия, четко определить его цель, содержание и метод изложения материала.

При выборе темы занятия предпочтение отдается рассмотрению инцидентов и недостатков в летной работе, представляющих наибольшую угрозу БзП. Предметом рассмотрения в первую очередь должны быть случаи, которые произошли непосредственно в данной части за период после проведения предыдущего специального занятия. При этом особое внимание уделяется рассмотрению повторяющихся инцидентов. При выборе темы занятий следует также учитывать задачи, которые предстоит решать части, с целью предупреждения имевших место инцидентов и недостатков в летной работе.

Выбрав тему занятия, необходимо тщательно разработать его содержание. При определении содержания занятия и методики его проведения необходимо учитывать состав аудитории, ее подготовленность к восприятию и усвоению информации, излагаемой руководителем. Состояние аудитории (в начале или в конце рабочего дня) определяет эмоциональный настрой слушателей.

В процессе разработки содержания занятия и подготовки к его проведению необходимо руководствоваться следующими основными положениями:

тщательно подобрать и отработать статистические материалы по теме занятия. При этом не стремиться рассматривать или перечислять все происшедшие АП, инциденты и недостатки в летной работе; следует остановиться только на наиболее характерных случаях, имеющих непосредственное отношение к теме занятия, рассмотреть их более детально, с анализом причинно-следственных связей;

правильно скомпоновать материал, выбрав целесообразную последовательность его изложения;

определить логическую последовательность изложения материала;

подобрать необходимый иллюстративный материал (схемы, чертежи, данные средств объективного контроля, стенды, агрегаты и др.). При этом, если инцидент, рассматриваемый на занятии, произошел по вине личного состава части, весьма продуктивным ока-

зывается сопоставление на рисунках, чертежах, схемах алгоритмов его правильных и неправильных действий в целях точного указания причин ошибок;

выбрать метод изложения материала, руководствуясь составом слушателей (летный или инженерно-технический состав);

разработать подробный план занятия;

текстуально написать содержание занятия;

отрепетировать занятие.

Без тщательной подготовки к проведению специального занятия даже опытный, квалифицированный руководитель не сможет решить поставленную задачу. При проведении занятия руководитель должен суметь вызвать живой интерес аудитории к рассматриваемому вопросу, пробудить активность обучаемых, которая должна проявиться не только в вопросах к руководителю занятий, но и в обсуждении, дополнении, корректировке предлагаемых мероприятий по предупреждению АП, инцидентов или недостатков в летной работе. С этой целью руководитель может использовать различные методы воздействия на аудиторию: информационные примеры, грамотные речь и стиль изложения материала, зрительное (жесты, мимика, иллюстративные материалы) или слуховое (тембр, громкость, дикция, паузы) воздействие. В тех случаях, когда в процессе проведения занятия возникнут вопросы, требующие дополнительного материала или его осмысления, руководитель должен воздержаться от непродуманных высказываний, не проявлять ложной божности «показаться некомпетентным». В этих случаях обсуждение или ответы на заданный вопрос лучше перенести на следующее занятие.

При рассмотрении АП, инцидентов и недостатков в летной работе необходимо тщательно анализировать не только непосредственные причины, вызвавшие неблагоприятное событие или явление, но и способствующие этому, а также главные причины, создающие условие для возникновения этих событий. В соответствии с этим и разрабатываемые профилактические мероприятия должны учитывать необходимость устранения или ослабления влияния этих причин. Если инцидент произошел из-за отказа техники, то на занятии необходимо всесторонне рассмотреть причины, приведшие к отказу техники, проанализировать фактические действия летчика по парированию последствий отказа, обосновать алгоритм правильных

действий летчика, рассмотреть, что нужно предпринять для обеспечения безопасности полетов. Отказ техники может произойти из-за ее недостаточной надежности, неправильного обслуживания и выполнения регламентных и ремонтных работ, ошибки экипажа в эксплуатации техники. В том случае, когда виновником отказа техники является летный состав, необходимо выяснить причину, приведшую к ошибке (недостаточные знания, невнимательность, недисциплинированность, эргономическое несоответствие свойств техники возможностям человека и др.). В соответствии с этим должны разрабатываться мероприятия по обеспечению безотказной работы авиационной техники.

При анализе действий летчика по парированию последствий отказа техники целесообразно использовать данные записей средств объективного контроля, фактические действия сравнить с рекомендуемыми инструкциями, выяснить, при выполнении каких операций и какая была допущена ошибка (несвоевременность или неправильность отклонения органов управления, неправильность действий при включении резервной системы и др.). Если отказ техники привел к раскачке ЛА или опасному изменению параметров его движения, то необходимо проанализировать особенности характеристик устойчивости и управляемости ЛА на рассматриваемом режиме полета и влияние, которое они оказали на развитие особой ситуации. Такой анализ обязателен и в случае ошибки летчика в технике пилотирования. В результате этого анализа необходимо установить, что привело к опасному изменению параметров полета: ошибка летчика (и какая) или несоответствие свойств техники возможностям летчика-оператора.

Занятие заканчивается подведением итогов и четким формулированием предлагаемых мероприятий по обеспечению безаварийной летной работы.

Рассматриваемые ошибки личного состава и недостатки техники ни в коем случае не должны породить сомнения и неуверенность летного состава в технике, стоящей на вооружении. Необходимо убедительными примерами показать, что в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета, углов атаки и перегрузок, за исключением чрезвычайно редких случаев, у летчика имеется возможность безопасно завершить полет. Это подтверждает положи-

тельный опыт подавляющего большинства авиационных частей, летающих без аварий и катастроф.

яснить причину, приведшую к ошибке (недостаточные знания, невнимательность, недисциплинированность, эргономическое несоответствие свойств техники возможностям человека и др.). В соответствии с этим должны разрабатываться мероприятия по обеспечению безотказной работы авиационной техники.

При анализе действий летчика по парированию последствий отказа техники целесообразно использовать данные записей средств объективного контроля, фактические действия сравнить с рекомендуемыми инструкциями, выяснить, при выполнении каких операций и какая была допущена ошибка (несвоевременность или неправильность отклонения органов управления, неправильность действий при включении резервной системы и др.). Если отказ техники привел к раскачке ЛА или опасному изменению параметров его движения, то необходимо проанализировать особенности характеристик устойчивости и управляемости ЛА на рассматриваемом режиме полета и влияние, которое они оказали на развитие особой ситуации. Такой анализ обязателен и в случае ошибки летчика в технике пилотирования. В результате этого анализа необходимо установить, что привело к опасному изменению параметров полета: ошибка летчика (и какая) или несоответствие свойств техники возможностям летчика-оператора.

Занятие заканчивается подведением итогов и четким формулированием предлагаемых мероприятий по обеспечению безаварийной летной работы.

Рассматриваемые ошибки личного состава и недостатки техники ни в коем случае не должны породить сомнения и неуверенность летного состава в технике, стоящей на вооружении. Необходимо убедительными примерами показать, что в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета, углов атаки и перегрузок, за исключением чрезвычайно редких случаев, у летчика имеется возможность безопасно завершить полет. Это подтверждает положительный опыт подавляющего большинства авиационных частей, летающих без аварий и катастроф.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Развитие авиационной техники сопровождается непрерывным ее совершенствованием, расширением выполняемых задач и состава авиационного комплекса, совершенствованием организационной структуры, способов ее эксплуатации и применения. Это приводит к неравномерному, но закономерному росту уровня БзП. Однако этот рост отстает от требований, предъявляемых к современной АТ. Так, если за 25 лет с 1949 г. по 1965 г. средний налет на одно АП увеличился почти в 10 раз, то за такой же период с 1965 г. по 1990 г. – менее чем в два раза. При этом опасность каждого АП увеличилась примерно в пять раз. В результате государство несет значительный материальный и моральный ущерб, снижаются боеготовность и боеспособность авиационных частей. Вследствие этого проблема обеспечения БзП для современной авиации не только не теряет своей остроты, но становится важной государственной задачей.

Несмотря на большое внимание к этой проблеме, замедление роста уровня БзП в последние годы привело к его практической стабилизации, что свидетельствует о недостаточной эффективности проводимых мероприятий по обеспечению БзП. Наряду с совершенствованием традиционных мероприятий требуется поиск новых путей повышения БзП, что может быть сделано только с помощью теории.

Теория БзП является прикладной наукой, которая еще в стадии становления. Однако рассмотренные в курсе основы теории и организационно-методического и технического обеспечения БзП позволяют вскрыть основные причины, сдерживающие рост уровня БзП, и наметить основные направления их преодоления.

Одной из важнейших причин, затрудняющих повышение уровня БзП, является недостаточная изученность свойств всей авиационной системы, от нормального функционирования которой зависят эффективность выполнения боевой задачи и уровень БзП. Нам уже не может удовлетворить знание только качественных связей между различными этапами функционирования авиационной системы, взаимодействия между отдельными службами обеспечения и выполнения полетов на уровне «хуже–лучше». Требуется установление количественных зависимостей между ними, которые

позволили бы оценивать влияние различных звеньев авиационной системы и их взаимодействие на уровень БзП, находить оптимальные решения. Именно поэтому авиационная система является объектом исследования теории БзП, без глубокого изучения свойств которой трудно разрабатывать эффективные мероприятия по повышению БзП.

Главным звеном авиационной системы является контур «летчик–ЛА», от свойств которого в конечном счете зависят эффективность применения ЛА и его уровень БзП. Свойства этого контура определяются свойствами техники, свойствами и подготовкой летчика (экипажа) и их взаимодействием.

Свойства техники, ее надежность, приспособленность к выполнению предназначенных задач и возможностям экипажа зависят от развития науки в стране и выделяемых средств на создание и эксплуатацию техники. Это объективная реальность, которую быстро изменить нельзя и приходится принимать такой, какой она есть. Однако можно и нужно, во-первых, рационально распределять средства на проектирование, создание опытной техники и массовую эксплуатацию их серийных образцов, во-вторых, повысить требования к качеству техники, поставляемой в авиационные части.

Мировой опыт показывает, что основные расходы на создание и обеспечение функционирования авиационного комплекса связаны с этапом массовой эксплуатации. Из практики же отечественного самолетостроения следует, что значительные усилия направляются на экономию средств, выделяемых на проектирование, создание опытного образца и испытания техники, то есть на те этапы, где закладывается уровень БзП. Вследствие этого в авиационные части нередко поступает сырая, недоработанная и недоиспытанная техника, которая, не обеспечивая заданный уровень БзП, требует, в конечном счете, значительного увеличения материальных затрат при массовой эксплуатации. Поистине скупой платит дважды. Повышение уровня БзП требует кардинального пересмотра существующей практики с распределением средств и повышением внимания к этапу создания АТ. Это позволит более глубоко прорабатывать конструкцию ЛА и его систем, шире внедрять в практику новые теоретические разработки по совершенствованию ЛА, повышающих его надежность, улучшающих эргономические

свойства.

Для предотвращения поступления в авиационные части техники с серьезными конструктивно-производственными недостатками необходимо усилить контроль заказчика за обеспечением БЗП в процессе проектирования и летных испытаний, ужесточить требования к производству техники на серийных заводах. Всякое отступление от существующих норм снижает уровень БЗП, является миной замедленного действия, которая срабатывает в процессе массовой эксплуатации.

Определяющее влияние на устойчивость функционирования контура «летчик–ЛА», а соответственно на эффективность применения ЛА и БЗП оказывают уровень подготовки летного состава, его профессиональное мастерство. Анализ причин АП показывает, что значительная их часть происходит из-за недостаточных знаний летным составом свойств эксплуатируемой техники, ее особенностей, устойчивости и управляемости, неумения приспособиться к управлению ЛА с учетом этих особенностей. К сожалению, в РЛЭ эти особенности не всегда находят должное отражение, а на предельных режимах, как правило, вообще отсутствуют. Не получает летный состав и практических навыков пилотирования на таких режимах. Поэтому, попав непроизвольно (а в боевых условиях и умышленно) в область предельных режимов, даже опытные летчики оказываются беззащитными. Повышение боевой эффективности и обеспечения БЗП требует изменения существующего подхода к теоретическому изучению и практическому освоению этих режимов. Однако успешное решение этой задачи в условиях вынужденного сокращения и без того малого годового налета каждым летчиком весьма проблематично. Для повышения профессионального мастерства и закрепления приобретенных навыков летным составом необходимо довести налет до научно обоснованного минимума.

Если при создании АТ закладывается уровень БЗП, то в процессе массовой эксплуатации этот уровень не только поддерживается, но совершенствованием методов обслуживания и применения может существенно повышаться. В главе 3 было показано, что в обеспечении БЗП в процессе массовой эксплуатации исключительная роль принадлежит инженерно-техническому

составу. Это проявляется не только в обнаружении неисправностей АТ и своевременном их устранении, но и в правильной организации рекламационной работы, позволяющей предъявлять требования по совершенствованию АТ, регламентов, повышающих ее надежность и отказобезопасность. Вместе с тем, недостаточная информативность неисправностей ряда систем и агрегатов не всегда позволяет своевременно обнаруживать их и предотвращать отказы техники в полете. Это объясняет, почему организационно-профилактическая работа по повышению БзП нередко является реакцией на уже произошедшие особые ситуации или АП.

Работа «по хвостам» не позволяет прогнозировать, предсказывать возможные особые ситуации и АП и своевременными профилактическими мероприятиями предупреждать отказы техники, ошибки личного состава. Широкие возможности для такого прогнозирования дают данные современных бортовых регистраторов, которые выдают обширную информацию о работоспособности техники, действиях летного состава. К сожалению, эта информация пока используется на 3..5%. Только в последние годы начали разрабатываться автоматизированные информационные системы, которые осуществляли бы сбор, обработку информации бортовых регистраторов и на основе прогнозной модели позволяли разрабатывать эффективные профилактические мероприятия по предупреждению АП и опасных особых ситуаций.

Успешное решение задач по обеспечению БзП предъявляет повышенные требования к подготовке инженера, который организует и проводит профилактическую работу по предупреждению отказов техники и предотвращению АП. Инженер части должен знать не только теорию, конструкцию и работу отдельных систем, но их совместное функционирование и взаимодействие с летным экипажем, уметь на практике применять приобретенные знания по теории БзП, эффективно использовать широкие возможности современных средств объективного контроля для выявления возможных причин отказов техники, разработки профилактических мероприятий по повышению БзП и производить оценку их эффективности.

Разработка новых и совершенствование существующих методов обеспечения БзП, оценка влияния различных факторов на ее уровень

тесно связаны с дальнейшим развитием теории БзП. Вместе с тем, необходимо помнить, что без строгого соблюдения законов летной службы, укрепления воинской дисциплины и должного порядка при организации и проведении полетов никакая теория, располагающая современными методами, не может гарантировать безаварийную летную работу.

ЛИТЕРАТУРА

1. А к и м о в А.Н. Метод идентификации отказов динамических систем // Автоматика и телемеханика, 1992, № 6.

2. А к и м о в А.Н., В о р о б ь е в В.В. Обнаружение и идентификация отказов органов управления с помощью функций чувствительности. / В сб.: Обеспечение безопасности полетов // Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1989.

3. А к и м о в А.Н., В о р о б ь е в В.В. Отказоустойчивые системы с автоматическим резервированием / В сб.: Обеспечение безопасности полетов // Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1990.

4. А к и м о в А.Н., В о р о б ь е в В.В., К и б а р д и н Ю.А., Н и к о л а е в Ю.А. Экспертные системы в задаче оперативного обеспечения безопасности полетов / В сб.: Научно-технические материалы по обеспечению безопасности полетов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1989.

5. А к и м о в А.Н., В о р о б ь е в В.В. Диагностирование динамических звеньев системы управления / В сб.: Обеспечение безопасности полетов // Научно-технические материалы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1991.

6. Безопасность полетов летательных аппаратов / Под ред. Н.М. Лысенко. – Киев: КВВАИУ, 1989.

7. Безопасность полетов / Под ред. Р.В. Сакача. – М.: Транспорт, 1989.

8. Безопасность полетов летательных аппаратов / Под ред. А.И. Старикова. – М.: Транспорт, 1988.

9. Б е л о в В.В., Д е м и д о в Р.П., К и р и л л о в А.Ю. Направление исследований о влиянии сдвигов ветра на динамику полета самолета // Проблемы безопасности полетов, 1991, № 5.

10. Б е л я е в В.П. Основные достижения в решении проблемы влияния сдвига ветра на безопасность полетов // Проблемы безопасности полетов, 1989, № 8.

11. В а с и л ь е в В.И., Г у с е в Ю.М., И в а н о в А.И. и др. Автоматический контроль и диагностика систем управления силовыми установками летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1989.

12. В е н к о в В.Н. Разработка и применение метода распозна-

вания образов для определения причин летного происшествия / В сб.: Научно-методические материалы по обеспечению безопасности полетов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1985.

13. В е н т ц е л ь Е.С. Теория вероятностей. – М.: Наука, 1969.

14. В о л о д к о А.М. Безопасность полетов вертолетов. – М.: Транспорт, 1981.

15. Г а н т м а х е р Ф.Р. Теория матриц. – М.: Наука, 1988.

16. Г и л л Ф., М ю р р е й У., Р а й т М. Практическая оптимизация. – М.: Мир, 1985.

17. Д е м и н О.Г., К и б а р д и н Ю.А., Н и к о л а е в Ю.А., Р у с а к о в А.Н. Идентификация технического состояния функциональных систем летательных аппаратов в целях оперативного обеспечения безопасности полетов / В сб.: Научно-методические материалы по обеспечению безопасности полетов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1990.

18. Г р а с ь к и н С.С. Исследование аэродинамики самолетов-истребителей в целях повышения безопасности полетов / В сб.: Обеспечение безопасности полетов // Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1990.

19. Г р и ш и н Ю.П., К а з а р и н о в Ю.М. Динамические системы, устойчивые к отказам. – М.: Радио и связь, 1985.

20. Ж м е р е н е ц к и й В.Ф., К и б а р д и н Ю.А. Модель представления полетной информации и ее программной реализации / В сб.: Научно-методические материалы по организации и обработке данных в информационных системах. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1985.

21. Ж у л е в В.И., И в а н о в В.С. Безопасность полетов летательных аппаратов. – М.: Транспорт, 1986.

22. Ж у л е в В.И., И в а н о в В.С. Некоторые вопросы методологии расчета вероятностных показателей безопасности полета / В сб.: Научно-методические материалы по обеспечению безопасности полетов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1982.

23. И в а н о в В.С. К нормированию уровня безопасности полетов летательного аппарата с учетом стоимости и эффективности / В сб.: Научно-методические материалы по обеспечению безопасности полетов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986.

24. И в а н о в В.С. К оценке безопасности полета с учетом вос-

станавливаемости системы / В сб.: Обеспечение безопасности полетов // Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1982.

25. И в а н о в В.С. К оцениванию безопасности полета при отказах авиационной техники по марковской модели / В сб.: Обеспечение безопасности полетов // Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1989.

26. И в а н о в В.С., Ш е л у х и н А.В. Модели безопасности полетов / В сб.: Обеспечение безопасности полетов // Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1991.

27. И в а н о в В.С., Ш е л у х и н А.В. О распределении нормативного значения уровня безопасности полетов летательного аппарата между его составными частями / В сб.: Обеспечение безопасности полетов // Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1992.

28. И в а н о в В.С., Ш е л у х и н А.В. Расчет показателей безопасности полета при ограниченной исходной информации / В сб.: Обеспечение безопасности полетов // Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1994.

29. Инструкция по взаимодействию органов безопасности полетов авиации Вооруженных Сил Российской Федерации: Приложение к приказу заместителя Министра обороны Российской Федерации, № 492, 1993.

30. К и б а р д и н Ю.А., Л ы с е н к о Н.М. Состояние и проблемы развития теории безопасности полетов / В сб.: Научно-методические материалы по обеспечению безопасности полетов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1982.

31. К и б а р д и н Ю.А. Общая структура теории безопасности полетов / В сб.: Научно-методические материалы по обеспечению безопасности полетов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1987.

32. К и б а р д и н Ю.А., Н и к о л а е в Ю.А. Структура прогнозной модели аварийности, связанной с отказами авиационной техники / В сб.: Научно-методические материалы по проблемам обеспечения безопасности полетов. – Киев: КВВАИУ, 1991.

33. К и б а р д и н Ю.А., К и с е л е в А.М. Физика спутного следа // Авиация и космонавтика, 1978, № 3.

34. К и б а р д и н Ю.А., К и с е л е в А.М. Оценка безопасности

полета при возможном попадании самолета в спутный след / В сб.: Научно-методические материалы по проблемам обеспечения безопасности полетов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1982.

35. К у т е п о в А.В. Меры по обеспечению безопасности полетов при обледенении самолета и ВПП // Проблемы безопасности полетов, 1991, № 11.

36. Л ы с е н к о Н.М. Основы теории надежности и обеспечение безопасности полетов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1994.

37. Методика расследования авиационных происшествий и инцидентов / Под ред. Е.А. Русанова. – М.: Военное издательство, 1995.

38. Методические рекомендации по оценке экономического ущерба от летных происшествий. Вып. № 6655. – М.: ВВС, 1983.

39. Методическое пособие по предотвращению авиационных происшествий / Под ред. А.И.Павленко. – М.: Военное издательство, 1999.

40. М ю л л е р Д. Комплексная оценка безопасности и эффективности выполнения атаки наземной цели / В сб.: Обеспечение безопасности полетов // Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1989.

41. Надежность технических систем: Справочник / Под ред. И.А. Ушакова. – М.: Радио и связь, 1985.

42. О с а д ч и й В.А. Аналитическая избыточность в системах контроля и безопасность полета // Проблемы безопасности полетов, 1987, № 1.

43. Основы теории надежности и обеспечение безопасности полетов / Под ред. Н.М. Лысенко. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1991.

44. П о н о м а р е н к о В.А. Страна Авиация – черное и белое. – М.: Наука, 1985.

45. Правила расследования авиационных происшествий и авиационных инцидентов с государственными воздушными судами в Российской Федерации (ПРАПИ–2000). – М.: Военное издательство, 2000.

46. П р о к о ф ь е в А.И. Надежность и безопасность полетов. – Л.: ОЛАГА, 1980.

47. П у г а ч е в В.С. Теория вероятностей и математическая статистика. – М.: Наука, 1979.

48. Розенвассер Е.Н., Юсупов Р.М. Чувствительность системы управления. – М.: Наука, 1981.

49. Романов Н.М. Методы вычисления вероятности парирования летчиком аварийных ситуаций при оценке безопасности полета / В сб.: Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. Вып.1222, 1968.

50. Романов Н.М. Определение располагаемого времени парирования последствий отказов в системах управления при аварийных ситуациях / В сб.: Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. Вып.1222, 1968.

51. Романов Н.М. Оценка безопасности полета с учетом возможностей летчика по парированию отказов в системе автоматического управления / В сб.: Труды ВАУГА. Вып.43. – Ленинград, 1970.

52. Романов Н.М. Способ количественной оценки предположительных причин при расследовании летного происшествия / В сб.: Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. Вып.1217, 1968.

53. Сборник методов исследования аварийной и отказавшей авиационной техники / Под ред. Р.Ф. Сирицы и А.А. Субботина. Вып. № 4418. – М.: ВВС, 1980.

54. Справочник по безопасности космических полетов. (авторы: Береговой Г.Т., Ярополов В.И., Баранецкий И.И. и др.). – М.: Машиностроение, 1989.

55. Техническая информация ЦАГИ. – М., 1986...1990.

56. Тихомиров Ю.А. Поражения самолета молнией вблизи грозовых очагов // Проблемы безопасности полетов, 1989, № 3.

57. Филатов Г.А., Туманова Г.С., Сильвестров П.В. Безопасность полетов в возмущенной атмосфере. – М.: Транспорт, 1992.

58. Харитонов Г.М. Вопросы повышения безопасности полетов и уменьшения ущерба от столкновения летательных аппаратов с птицами // Проблемы безопасности полетов, 1992, № 1.

59. Akimov A.N., Bukov V.N., Mishchenko A.A. Forecasting algorithm for the problem of control under functional constraints, "Automat and remote control", AURCAT 54(3), 1993.

60. R a f t a n K.S. Evalnation of control mixer consept for reconfiguration flight control systems. Proc. IEEE Nat. Acrosp. and Electron. Conf., NAECON 1985, Dayton, Ohio, 1985: New York, 1986.

61. G o l a s z e w s k i R. Weather briefing use and fatal weather accidents. – Transportation research record, ¹ 1158, 1990.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Введение	6

РАЗДЕЛ I

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Глава 1. Показатели безопасности полетов. Методы их определения	22
1.1. Факторы, влияющие на безопасность полетов.....	22
1.2. Статистические показатели безопасности полетов	26
1.3. Вероятностные показатели безопасности полетов	33
1.4. Общий подход к оценке безопасности полета с помощью вероятностных показателей	37
1.5. Определение вероятности безопасного полета методом перебора гипотез	40
1.6. Марковская модель расчета вероятности безопасного полета	45
1.7. Задачи, решаемые с помощью вероятностных показателей безопасности полетов	53
Глава 2. Оценка влияния отказов авиационной техники на безопасность полетов.....	56
2.1. Статистические данные и классификация отказов авиационной техники.....	56
2.2. Подход к оценке безопасности полета при отказах авиационной техники.....	59
2.3. Схема модели действий летчика при активных отказах авиационной техники.....	61
2.4. Время запаздывания вмешательства летчика в управление при отказах техники.....	64
2.5. Располагаемое время вмешательства летчика.....	68

2.6. Оценка степени опасности отказов авиационной техники..	73
2.7. Обеспечение заданного уровня безопасности полетов, определяемого надежностью авиационной техники	79
2.8. Мероприятия по повышению безопасности полетов и оценка их эффективности.....	90

Глава 3. Оценка влияния ошибок личного состава на безопасность полетов	98
3.1. Статистические данные и роль личного состава в обеспечении безопасности полетов.....	98
3.2. Причины ошибочных действий инженерно-технического состава	101
3.3. Методы оценки влияния действий ИТС на безопасность полетов	104
3.4. Мероприятия по повышению безопасности полетов, определяемой действиями инженерно-технического состава	108
3.5. Причины ошибочных действий летного состава	112
3.6. Методы оценки влияния действий летного состава на безопасность полетов.....	116
3.7. Мероприятия по повышению безопасности полетов, определяемой действиями летного состава.....	134
3.8. Взаимосвязь безопасности полетов и боевой эффективности	139

Глава 4. Оценка влияния неблагоприятных внешних условий на безопасность полетов	145
4.1. Характеристика возможных неблагоприятных внешних условий и статистические данные	145
4.2. Оценка влияния турбулентной атмосферы на безопасность полетов.....	153
4.3. Мероприятия по повышению безопасности полетов в турбулентной атмосфере	157
4.4. Оценка влияния спутного аэродинамического следа на безопасность полетов.....	160
4.5. Мероприятия по повышению безопасности полетов, определяемой воздействием спутного следа.....	175

РАЗДЕЛ II

ОРГАНИЗАЦИОННО-МЕТОДИЧЕСКИЕ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Глава 5. Система обеспечения безопасности полетов	178
5.1. Составляющие системы обеспечения безопасности полетов и ее организационная структура	178
5.2. Основные положения концепции предотвращения авиационных происшествий	181
5.3. Нормирование безопасности полетов	183
5.4. Комплексная программа обеспечения безопасности полетов	187
5.5. Органы безопасности полетов авиации Вооруженных Сил Российской Федерации	190
Глава 6. Бортовые системы обеспечения безопасности полетов	193
6.1. Характеристика действий человека в особых ситуациях...	193
6.2. Назначение, классификация и типовое построение бортовой системы обеспечения безопасности полетов.....	197
6.3. Бортовые средства контроля работоспособности авиационной техники.....	203
6.4. Способы оперативной локализации активных отказов в полете	210
6.5. Алгоритмы функционирования бортовых систем обеспечения безопасности полета	213
6.6. Алгоритмы функционирования адаптивных систем ограничения параметров движения.....	225
6.7. Оценка эффективности применения бортовых систем обеспечения безопасности полетов.....	232
Глава 7. Использование информации средств объективного контроля в целях повышения безопасности полетов ...	238
7.1. Задачи и виды объективного контроля в авиационных частях	238
7.2. Методы анализа технического состояния авиационной техники и соблюдения условий безопасности в одиночном полете	243
7.3. Особенности автоматизированной обработки и	

экспресс-анализа полетной информации	251
7.4. Статистические методы анализа состояния авиационной техники и соблюдения условий безопасности полетов.....	256
7.5. Разработка по данным объективного контроля мероприятий, повышающих безопасность полетов.....	270
7.6. Пути повышения эффективности использования средств объективного контроля.....	272
Глава 8. Организация и методы расследования авиационных происшествий и инцидентов	275
8.1. Цель, задачи и принципы расследования авиационных происшествий	275
8.2. Основные этапы и направления работ по расследованию авиационного происшествия.....	276
8.3. Методы поиска причин авиационного происшествия.....	290
8.4. Методы исследования аварийной авиационной техники при расследовании авиационных происшествий	296
8.5. Расследование инцидентов.....	301
8.6. Экономический ущерб от авиационных происшествий....	305
Глава 9. Основы работы ИАС по обеспечению безопасности полетов	311
9.1. Задачи и содержание профилактической работы, основные принципы ее проведения.....	311
9.2. Информационное обеспечение профилактической работы, перспективы его совершенствования.....	315
9.3. Анализ инцидентов и недостатков в летной работе	318
9.4. Анализ безопасности полетов за определенный период эксплуатации.....	325
9.5. Содержание основных направлений работ ИАС по обеспечению безопасности полетов и оценка их эффективности.....	339
9.6. Особенности методики проведения специальных занятий по безопасности полетов	346
Заключение	351
Литература.....	356

БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ

Под редакцией В.С. Иванова

Технический редактор
В.П. Попова

Корректор
Т.И. Шамова

Сдано в производство
5.09.2000 г.

Подписано в печать

Изд. N 9470

Зак. №

Формат 60x84/16

23 п.л.

21 усл.п.л.

Типография ВВИА имени профессора Н.Е.Жуковского