

В. Б. Живетин

ТЕХНИЧЕСКИЙ РИСК

(элементы анализа по этапам жизненного
цикла летательного аппарата)

Учебное пособие

Владимир Борисович Живетин
Технический риск (элементы анализа
по этапам жизненного цикла ЛА)

Текст предоставлен правообладателем
http://www.litres.ru/pages/biblio_book/?art=8349930

Технический риск (элементы анализа по этапам жизненного цикла ЛА): ГРАФ; Жуковский; 2001
ISBN 5-901700-05-8

Аннотация

В данной работе рассмотрены проблемы, связанные с разработкой (количественного) анализа технического риска по этапам жизненного цикла летательного аппарата. Работа может быть полезна студентам, изучающим проблемы инвестирования в машиностроении, а также специалистам, занимающимся инвестированием.

Содержание

Введение	5
Глава 1. Показатели технического риска	8
1.1. Человеческий фактор	8
1.2. Прибыль и убытки в технике	11
1.3. Истоки технического риска	18
1.4. Показатели технического риска	24
1.5. Этап научно-исследовательских работ	29
1.5.1. Показатели риска	29
1.5.2. Управление техническим риском на этапе проектирования	31
1.6. Модели для анализа технического риска	35
1.7. Упрощение математических моделей	38
1.7.1. Стохастические модели и их погрешности	40
1.7.2. Модели плотностей вероятностей случайных процессов	42
1.8. Цели и задачи работы	46
Глава 2. Математическая модель погрешностей функционирования оптимизатора расхода топлива ЛА	48
2.1. Методы и средства минимизации потерь расхода топлива ЛА	48
2.1.1. Уровни минимизации потерь	48
2.1.2. Режим директорного управления	50
Конец ознакомительного фрагмента.	51

В.Б.Живетин
**Технический риск (элементы анализа
по этапам жизненного цикла ЛА)**

Научный редактор: д.т.н., профессор, академик АН РТ Т.К. Сиразетдинов.

Рецензенты: д.т.н., профессор В.Д.Фурасов, д.т.н., профессор Л.Г.Башкиров

Введение

Примерно пятьсот лет назад естествознание полностью отделилось от философии и стало самостоятельной отраслью человеческой деятельности. С той поры естествознание проникает во все сферы жизнедеятельности общества, обеспечивая высокие темпы экономического развития человека и социальной сферы в целом. Волна технико-технологических изменений, в основе которых лежали научные и научно-практические открытия, следовала одна за другой со все более короткими интервалами. Промежутки времени между научной мыслью и началом ее использования в технике постепенно сокращались. Понадобилось около ста лет, чтобы паровая машина из научной мысли превратилась в реальность и заняла свое достойное место в промышленности. Для электрической энергии этот срок составил менее пятидесяти лет, для двигателя внутреннего сгорания – всего тридцать лет.

В начале двадцатого столетия говорили, что «прикладная наука (техника) – это чистая наука двадцать лет спустя». Сегодня этот интервал намного короче.

Разработка и развитие новых технологий, машин и механизмов обуславливали не только отмену физического труда человека, но и повышение требований к его знаниям, без которых невозможно трудиться в новой технико-технологической среде. При этом видоизменялись социальная сфера, общество, человек. В процессе такого развития одни слои населения нищали, теряли возможность трудиться, т. е. продавать свой труд – физическую энергию, а если и трудились, то их труд не имел должной оценки и оплаты. Появились новые люди, дух которых подвергся мутации культуры нового времени. Одного из них назовут бизнесменом, а все что они породили – капитализмом.

Современная индустриально-развитая экономика, в известной мере схожа с наделенными обратными связями техническими объектами, представляющими собой динамическую систему, которая подчинена закону сохранения энергии, так как энергетические процессы суть источники всего происходящего в ней. По этой причине, как и во всех системах, в экономике существуют ограничения для всех процессов. Дело в том, что каждая отрасль, каждый вид деятельности потребляют продукт и услуги других отраслей, секторов экономики и в тоже время поставляют им свои продукты, товары и оказывают услуги.

Труд составляет важный элемент затрат в народном хозяйстве, его роль не претерпела существенных изменений, несмотря на внедрение автоматических поточных линий, технологических процессов. При этом возникло противоречие между тем, что нужно от человека в процессе использования техники и тем, что человек имеет, а именно его знание, навыки, творческое мышление. Эти два антипода, один из которых есть творение рук человеческих, противостоят друг другу.

В процессе внедрения новой техники постоянно наблюдаются не только приобретения, но и потери:

- инвестора, создателей новой техники;
- экологические;
- в социальной среде;
- человеческие жертвы.

Аналитические методы анализа потерь, сопутствующих созданию и эксплуатации технических объектов и технологических процессов, всегда представляли и представляют интерес для инвесторов. Такой анализ производится часто как постфактум или де-факто, на различных этапах исполнения работ: научно-исследовательских, проектных, опытно-конструкторских; производства; эксплуатации.

Существуют попытки проводить такой анализ перед практической реализацией каждого из этапов с целью уменьшения потерь, а, следовательно, риска [1–5, 80, 81]. Эта задача

сопряжена с прогнозом потерь (риска), решение которой чрезвычайно важно для человека во всех сферах жизнедеятельности. На этапе создания для оценки риска, как правило, используются математические модели, полученные в процессе научных исследований [6, 7]. Из-за несовершенства таких моделей, а именно из-за их погрешностей, как объекты, так и системы контроля и управления обладают погрешностями при реализации поставленных задач, что обуславливает потери на уровне технического исполнения, которые при этом, видоизменяясь, усиливаются. Потери, возникающие при создании и эксплуатации технических объектов, систем, технологических процессов есть **технический риск**.

Проблема анализа технического риска, а также управления его величиной, особенно важна в авиации, где экономичность и безопасность полетов всегда актуальны [9÷48].

Работа посвящена рассмотрению технического риска – векторной (многокомпонентной) величины, связанной со всеми этапами жизненного цикла самолета или вертолета, включающими в себя научно-исследовательский этап, в том числе в процессе создания новых систем на уровне изобретений, [49÷70]; проектирование (опытно-конструкторские работы) [71÷75]; производство; эксплуатацию [76÷79].

В монографии разработаны элементы анализа технического риска, который иллюстрируется на примере авиационной техники. В качестве основных рассматриваются потери, связанные с расходом топлива и потери, обусловленные авиационными происшествиями. С целью количественной оценки таких потерь вводятся вероятности. Для расчета указанных вероятностей приводятся математические модели, с помощью которых учитываются потери инвестора, связанные с разработкой, изготовлением, эксплуатацией новой авиационной техники.

При проектировании процесс управления риском исследуется на трех уровнях: ОКБ в целом; функциональные системы, агрегаты, блоки; узлы функциональной системы.

В качестве показателя потерь (риска) рассматриваются все издержки, связанные с перерасходом топлива и потери, обусловленные авариями, поломками, катастрофами авиационной техники. При этом анализируются следующие функциональные системы: оптимизации режимов пилотирования; предупреждения критических режимов, а также технологический комплекс производства ЛА. В систему оптимизации режимов пилотирования включена система контроля массы и центровки ЛА (вертолета) в полете.

Используя введенные в работе показатели технического риска, а также располагая расчетными погрешностями процессов проектирования конструкции ЛА и систем его насыщающих, подготовки производства, а также средств производства и технологий на всех этапах изготовления ЛА на достигнутом уровне научно-технического прогресса, был количественно оценен инвестиционный риск [6], связанный с выполнением технического (полетного) задания. В случае несоответствия полученной оценки требованиям сегодняшнего дня намечены первоочередные задачи в перевооружении технологической базы производства или применения (установки) принципиально новых систем управления ЛА, а также оптимального (с позиций экономики) перераспределения значений инвестиционного риска между средствами производства и бортовым оборудованием.

Такую задачу можно решить при наличии достаточно строгих математических моделей всей совокупности процессов, используемых при создании ЛА от начала его проектирования до достижения цели, например, максимальной (оптимальной) дальности полета. В случае отсутствия для какого-то этапа создания ЛА строгих математических моделей процессов необходимо иметь результаты экспериментальных (стендовых, трубных) исследований для ввода эмпирических соотношений в математические модели.

Для каждой функциональной системы разрабатываются необходимые математические модели, с помощью которых анализируется технический риск. Некоторые из рассмотренных систем были разработаны и внедрены с участием автора работы.

В монографии в большом объеме представлены материалы летных испытаний лопасти несущего винта вертолета Ми-8, связанные с измерением перепада давления в фиксированных точках z_i – расстояние по размаху, x_j – расстояние от носка профиля сечения лопасти. Представленные материалы получены в процессе апробации в натурных условиях систем измерения тяги несущего винта, осевой и продольной скоростей полета вертолета. Указанные материалы уникальны не только своим объемом, но и широтой охвата режимов, на которых они получены.

Приводится анализ и сравнение эксперимента с теорией. Этот материал использован автором монографии для построения таких систем контроля параметров вертолета, как вес G , тяга несущего винта T , скорости V_x , V_z .

Проиллюстрируем технический риск, возникающий на этапе научно-исследовательских работ, на примере проекта «Икс Уинг». В 1975 г. управление авиационной техники и аппаратов на воздушной подушке (США) предложило проект скоростного винтокрылого аппарата «Икс Уинг» с останавливающимся несущим винтом и управляемой циркуляцией. Этот аппарат должен взлетать вертикально, как обычный вертолет, и по мере увеличения скорости горизонтального полета число оборотов несущего винта с управляющей циркуляцией должно было постепенно снижаться, а винт при $V_x = 1010 \text{ км/час}$ останавливаться, образуя Х – крыло с обратной стреловидностью.

Руководство и финансирование программой осуществляло управление перспективных исследований министерства обороны США. Проведенные фирмой «Локхид» с 1977 по 1982 г. работы воодушевили руководство НАСА. В результате был financирован ряд других работ, в частности для воздушных мишеней; противолодочного винтокрылого аппарата.

Однако в 1988 г. в печати было отмечено недостаточно быстрое продвижение проекта «Икс Уинг», и по этой причине он был исключен из числа серьезных конкурентов в программе LHX. В результате проект был переведен в разряд НИР, и основной целью стало изучение аэродинамических характеристик несущей системы.

Затраченные на данную НИР финансы можно отнести к разряду потерь, если не полностью, то частично, т. е. имеет место риск инвестора, в данном случае управления перспективных исследований министерства обороны США.

Работа полезна инвесторам, конструкторам, а также студентам различных специальностей, изучающим проблемы инвестирования и инвестиционных рисков.

Глава 1. Показатели технического риска

1.1. Человеческий фактор

Во многих динамических системах человек-оператор был и остается основным звеном в системе контроля и управления. В наибольшей степени это касается таких систем, как «самолет – летчик». Задача оператора-летчика состоит в построении цели и выборе средств ее достижения путем преодоления внешних возмущений. При этом роль человека (летчика) состоит в адекватном отображении полетной ситуации с помощью систем отображения информации, формирования концептуальной модели режима полета, которая создается в его сознании путем анализа информационных потоков и знания моделей реакции ЛА на его управляющие воздействия [8].

На процесс управления, формируемый оператором, сказывается так называемый человеческий фактор, включающий в себя психические, умственные, физиологические, биомеханические, антропометрические и другие свойства человека. Под влиянием различных, в том числе человеческих, факторов могут возникать полетные режимы: штатный, особый, аварийный, критический. Штатный режим возникает, когда параметры x_1 управляемой динамической системы, подлежащие контролю и управлению, находятся в заданной или расчетной области, которую называют допустимой. Множество всех значений x_1 из этой области обозначают $\Omega_{\text{доп}}$. Все остальные ситуации характеризуются выходом параметров x_1 из области $\Omega_{\text{доп}}$ и называются особыми, в частности, аварийными или критическими. Возникновение последних приводит к летным происшествиям, в результате которых происходит полное или частичное разрушение ЛА с возможной гибелью пассажиров или членов экипажа.

Отметим, что в словаре Вебстера слово «риск» определяется как «опасность, возможность убытка или ущерба». В этом смысле особые ситуации, возникающие при полете ЛА, сопряжены с риском.

По оценкам специалистов особые ситуации в процессе эксплуатации ЛА на 20 % обусловлены техническими, а на 80 % – человеческими факторами [8]. Эти обстоятельства приводят к мысли о необходимости устранения человеческого фактора из контроля и управления ЛА. Однако устранить этот фактор невозможно, так как все технические системы любого уровня созданы человеком, и человеческий фактор всегда будет присутствовать в любой технической системе либо на уровне программ управления, либо на уровне технико-технологического совершенства.

Создавая автоматы, позволяющие исключить человека из контура контроля и управления ЛА, мы заменяем одни потери на другие, одни ошибки – другими, и величина потерь должна быть оценена по частоте их возникновения путем сравнения с выигрышем, выгодой. Таким образом, возникает оптимальная задача распределения функций контроля и управления между летчиком и автоматом, решение которой обеспечит максимальные выгоды.

Полет ЛА осуществляется, как правило, с помощью двух информационно-аналитических центров: ИАЦ-1 и ИАЦ-2. Информационно-аналитический центр человека (ИАЦ-1) рассмотрен в работе [8], где указаны следующие ему присущие ограничения: по объему оперативной и долговременной памяти; по скорости обработки информации; по точности обработки информации; по наличию зоны нечувствительности.

Под ИАЦ-2 будем понимать совокупность технических систем, подсистем, блоков, элементов, осуществляющих сбор и обработку информации с целью формирования управле-

ний для достижения целей функционирования ЛА. До недавнего времени бортовое оборудование в авиации, как правило, не включало информационно-аналитический центр (ИАЦ-2).

ИАЦ-1 и ИАЦ-2 могут дополнять друг друга, в полете, тем самым, снижая стоимость бортового оборудования, расширяя область применения возможностей ЛА, что повышает выгоду от его использования. Что касается формирования управления, то ИАЦ-1 – система с заданными свойствами, которая обладает указанными выше ограничениями.

Параметры технической системы ИАЦ-2 можно выбирать и, причем оптимальным образом с учетом ограничений на ее возможности. Эту систему, в отличие от ИАЦ-1, мы можем создавать с нуля, в то время как ИАЦ-1 мы вынуждены воспринимать в основном уже созданной. Мы получаем два антипода, дополняющих друг друга. При этом параметры ИАЦ-1 можно изменять в достаточно широком диапазоне путем тренировок и обучения, однако основные физиологические параметры (быстродействие умственной деятельности, объем памяти и т. п.) мы не в состоянии существенно изменить.

Объединяя ИАЦ-1 и ИАЦ-2 в единый комплекс, мы получаем новый ИАЦ, который лишен недостатков ИАЦ-1 и ИАЦ-2, т. е. каждого в отдельности. Проектирование совместного комплекса связано с определенными трудностями, так как требует

- подбора (в процессе обучения по специальным программам) экипажа с наилучшими возможностями с позиции достижения минимального технического риска и со свойственными ему физиологическими свойствами и ограничениями, параметры которых задают некоторую область Ω_1 ;

- проектирования самолета и двигателя как системы, свойства и параметры которых заполняют некоторую область Ω_2 , заданную инвестором;

- проектирования бортового оборудования под этот комплекс, способного обеспечить надежное (устойчивое, безопасное, оптимальное) состояние и достижение цели полетного задания в области Ω_2 , т. е. при расширении области Ω_1 до Ω_2 .

При этом возможны различные ситуации, связанные с совместным проектированием комплекса с позиции минимизации потерь при эксплуатации, начиная от измерения параметров самолета и двигателя до разработки специальных для данного класса самолетов комплексов тренажеров, позволяющих осуществлять необходимую подготовку летчиков (доводку его ИАЦ-1 до необходимого состояния). По-существу, здесь рассматривается идея проектирования с максимальным использованием самого дешевого продукта для эксплуатации ЛА – человека.

В работе [8] рассмотрен частный подход к решению задачи выбора параметров комплекса (рис. 1.1) с использованием одного критерия, связанного с энтропией системы. В общем случае необходимо использовать тот критерий, который связан с выполнением цели и назначения данного класса ЛА. Так, например, при проектировании комплекса следует учесть необходимость исключения летчика из контура управления, когда на вход ИАЦ поступают процессы высокой скорости изменения по амплитуде и частоте. С этой целью необходим анализатор входных сигналов x_i

- по амплитуде и удаленности его от $\Omega_{\text{доп}}$;

- по скорости изменения x_i ;

- по количеству сигналов, которые могут достигнуть $\Omega_{\text{доп}}$.

При этом необходимо осуществлять прогноз достижимости критической области [6].

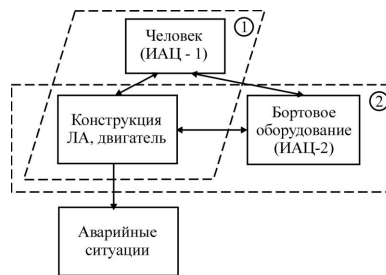


Рис. 1.1

Несмотря на эти ограничения, рассмотренный подход может быть использован в качестве метода или методики в случае, если критерий уточнен, расширен в зависимости от целей и задач проектируемого ЛА, когда необходимо решать многокритериальные задачи.

1.2. Прибыль и убытки в технике

Прибыль и убытки в авиации, как и везде в технике, экономике, взаимосвязаны, взаимозависимы. Это антиподы, не существующие друг без друга. Таков основной закон среды жизнедеятельности. Как указано в работе [6]: риск – это ситуативная характеристика, представляющая собой величину потерь и частоту их появления, которая связана функционально с прибылью, полученной при этом.

В необходимости учета риска при разработке проекта (создания ЛА и его систем или организации эксплуатационного предприятия) заинтересованы следующие его участники: заказчик, инвестор, исполнитель, страховая компания. При анализе риска любого из участников проекта используются положения, предложенные американским экспертом Б.Берлимером:

- потери от рисков независимы друг от друга;
- потеря по одному направлению «портфеля рисков» не обязательно увеличивает вероятность потери по другому (за исключением форс-мажорных обстоятельств);
- возможный максимальный ущерб не должен превышать финансовые и другие возможности участника проекта.

При анализе характеристик риска выделим два взаимно дополняющих друг друга вида: количественный и качественный. Качественный анализ может быть сравнительно простым, его главная задача определить факторы, влияющие на риск, этапы и работы, при выполнении которых риск возникает. Количественный анализ сводится к численному расчету размеров отдельных компонент риска и риска проекта в целом. Этой проблеме посвящена данная работа.

Все факторы, так или иначе влияющие на рост величины риска в проекте, можно условно разделить на две группы: **объективные** и **субъективные**.

К объективным относятся факторы, независящие непосредственно от самой фирмы или авиационного комплекса: это инфляция (старение техники), анархия, политические и экономические кризисы, экология, таможенные пошлины, наличие режима наибольшего благоприятствования.

К субъективным относятся факторы, характеризующие непосредственно данную фирму, данный проект, данный авиационный комплекс; производственный потенциал, техническое оснащение, уровень предметной и технологической специализации, организация труда, уровень производительности.

При разработке нового ЛА или доработке старой модификации (путем установки нового бортового оборудования) возникают как взаимный интерес инвестора и конструкторского бюро, так и противоречия. Задача заказчика состоит в том, чтобы при минимальных затратах создать такой ЛА, который по основным показателям превысил бы известные ЛА. Задача конструкторского бюро в том, чтобы найти возможность удовлетворить требования заказчика. Как правило, не удается полностью достичь того, что хочет заказчик на те средства, которые он выделил. При этом эксплуатационники, а также пользователи услуг, страховые компании, организации типа ИКАО требуют ЛА с заданной надежностью.

В качестве основного показателя, предъявляемого к ЛА, являются экономические показатели. Все остальные порождены этим показателем, за исключением показателя, который связан с человеческими жертвами. Так, например, такой показатель, как «регулярность» обеспечивает заданную величину отложенных полетов, учитывая их высокую стоимость. Показатель «безопасность» связан с расходами на поломку или восстановление техники, а также со страховыми выплатами. При этом по-существу из одного показателя экономич-

ности был введен векторный показатель: экономичность, безопасность, регулярность. В последнее время к этим показателям добавился расход топлива.

Экономичность включает в себя чрезвычайно важную проблему авиастроения – оптимальное распределение стоимости производства конструкции ЛА и бортового оборудования, что обеспечивает получение максимальной прибыли при минимальных потерях.

При этом прибыль связана только с этапом эксплуатации, а потери с этапами разработки, производства, эксплуатации. Прибыль также существенно зависит от качества исполнения несущих аэродинамических поверхностей, в том числе от их свойств и возможностей, и от погрешностей δX функционирования бортового оборудования. Чем выше возможность и меньше δX , тем дороже самолет, тем большие издержки несет инвестор, которые могут не окупиться.

Введем общее расчетное (максимальное) количество полетов N , которые может совершить самолет за время T . Пусть из-за погодных условий он не сможет совершить (при его низком показателе регулярности) n_1 полетов. Из-за аварийных ситуаций он не завершит n_2 полетов (в том числе поломок), а из-за недостоверной информации как бортового оборудования, так и средств управления воздушным движением – n_3 полетов. Таким образом, полеты $n_0 = N - (n_1 + n_2 + n_3) = N - n_4$ завершены благополучно и могут принести прибыль, а полеты

$n_4 = n_1 + n_2 + n_3$ принесут убытки. Каждая из составляющих вектора $\bar{n} = \{n_0, n_1, n_2, n_4\}$ несет в себе определенную информацию с позиции функционирования бортового оборудования:

n_0 – выполнение поставленной цели;

n_1 – невыполнение поставленной цели, при правильном функционировании систем контроля и управления бортовым оборудованием;

n_2 – возникновение аварийных ситуаций, включая катастрофы, обусловленные превышением критических значений параметров состояния ЛА из-за погрешностей δx функционирования систем контроля бортового оборудования;

n_3 – недостижение поставленной цели, в том числе отказ ее достижения из-за ложной информации систем контроля и средств управления воздушным движением.

Таким образом, убытки, а, следовательно, технический риск, обуславливают те же события, которые связаны с $\{n_2, n_3, n_4\}$, из них $\{n_3, n_4\}$ обусловлены погрешностями δx получения и обработки информации.

Качество системы управления и изготовления ЛА будем характеризовать ошибками выдерживания траектории Δx и, в частности дисперсией $D(\Delta x) = \sigma^2_1(\Delta x)$.

Если в качестве цели ставиться полет на дальность L , то в этом случае потери будем характеризовать частотой n_2 – невыполнение полетов (в том числе по погодным условиям); безопасность характеризовать частотой n_3 ; экономичность будем оценивать совокупностью $\{n_2, n_3, n_4\}$, характеризующих потери в процессе эксплуатации; а с помощью n_1 – прибыль, связанную с благополучным выполнением поставленной цели.

Для современной авиации характерны наперед заданные ограничения на компоненты потерь, связанные с безопасностью полетов, т. е. по-существу задана плата за риск эксплуатации и связанная с ним прибыль. Так, на посадке суммарный риск не должен превышать $P = 10^{-9}$. При этом предполагается, что современная авиация с современным оборудованием гарантированно имеет потери (убытки). Если абстрагироваться от реальности, то можно добиться от бортового оборудования такого функционирования, при котором нет катастроф, но стоимость такого самолета будет так высока, что доходы за счет n_1 могут не покрыть эти расходы.

В общем случае количественные характеристики риска представляют векторные величины, а задача построения и прогноза их чрезвычайно сложна [6]. Таким образом, приступая к проектированию самолета, мы должны учитывать:

- затраты на создание и эксплуатацию;
- прибыль при эксплуатации;
- потери в процессе создания и эксплуатации.

В качестве примера рассмотрим техническую постановку задачи создания новых образцов авиационной техники.

Одной из основных задач, стоящих перед проектировщиками и разработчиками таких сложных и дорогостоящих технических систем, как авиационный комплекс, включающий: самолет и его бортовое оборудование; системы управления воздушным движением; аэродромные средства, является задача выбора и обоснования технических требований к комплексу, в которых отражалось бы целевое назначение его и которые соответствовали бы научно-техническому потенциалу разработчиков. При проектировании авиационного комплекса выбор технических требований к нему должен производиться исходя из целей и задач, стоящих перед проектировщиком самолета, в том числе и его бортовым оборудованием. Такие цели формулируются, как правило, на качественном уровне и позволяют судить лишь об общем направлении работ по созданию авиационного комплекса и его совершенствованию. Для обеспечения необходимой ясности и однозначности формулировок целей последние лучше задать в терминах характеристик авиационного комплекса. Для этого генеральную цель – выполнение самолетом полетного задания – приходится разбивать на совокупность более частных, зато более простых и конкретных подцелей, то есть проводить квантификацию целей. Такими подцелями являются обеспечение регулярности полета, его безопасности и экономичности.

Осуществив квантификацию, получают многоуровневое иерархическое дерево целей, на нижнем уровне которого оказывается полный набор измеримых целей. Для обеспечения полноты в набор целей нижнего уровня приходится включать цели, характеризующие различные стороны процесса функционирования системы. Дерево целей позволяет иметь полный перечень задач для подсистем любого уровня иерархии. При этом проектировщик формулирует технические задания для подсистем, в которых учитываются цели и задачи более высокого уровня.

Процесс квантификации целей завершен, когда получен набор количественно измеримых подцелей, связанных с показателями эффективности функционирования подсистем и системы, т. е. авиационного комплекса в целом. На практике обычно используется следующий, чисто эмпирический подход к построению показателей эффективности и оценке качества систем.

Из множества технических показателей систем авиационного комплекса лицо, принимающее решение, выделяет тот или те, которые, по его мнению, в наибольшей степени характеризуют соответствие системы заданному целевому назначению. Поскольку авиационный комплекс служит для обеспечения регулярности (R), безопасности (Б) и экономичности (Э) полета самолета, последние являются показателем эффективности авиационного комплекса. Отсюда следует, что задача проектирования авиационного комплекса заключается в том, чтобы создать такой авиационный комплекс, который обеспечивал бы самолету значения показателей регулярности, безопасности и экономичности его полета не хуже существующих, и при этом обеспечивал бы прибыль.

Таким образом, целью нового авиационного комплекса или совершенствования старого является, как следует из вышеизложенного, повышение регулярности, безопасности и экономичности полетов самолета. Как правило, реализация этой цели поддается экономической оценке, в результате чего могут быть получены зависимости

$$J_1 = J_1(\Delta R, \Delta B, \Delta \Xi, T), J_2 = J_2(\Delta R, \Delta B, \Delta \Xi, T),$$

где J_1 – прибыль за время эксплуатации самолета, оснащенного таким авиационным комплексом; $\Delta R, \Delta B, \Delta \Xi$ – соответственно приращения показателей регулярности, безопасности и экономичности полета нового самолета по отношению к аналогичным показателям старого варианта самолета; J_2 – затраты на создание авиационного комплекса; T – время эксплуатации. Очевидно, что эффект от внедрения

$$\Delta J = J_1 - J_2. (11)$$

Рассмотрим вектор A параметров, полностью характеризующих авиационный комплекс. Тогда $R = R(A)$; $B = B(A)$; $\Xi = \Xi(A)$, задача заключается в отыскании такого $A = A^*$, при котором показатель (1.1) достигает максимальной величины на множестве значений ΔJ , на границах которого значения ΔJ достигают порога, характеризующего целесообразность создания авиационного комплекса. Таким образом, задача состоит в отыскании $A = A^*$, удовлетворяющего условию

$$A^* = \min \{J_1(R(A), B(A), \Xi(A)) - J_2(R(A), B(A), \Xi(A))\}. (1.2)$$

В результате процесс проектирования авиационного комплекса сводится к построению алгоритма, с помощью которого устанавливается связь между свойствами вектора A^* параметров авиационного комплекса и значениями R, B, Ξ , а также метода нахождения A^* , удовлетворяющего условию (1.2).

Предположим, что показатели регулярности, безопасности и экономичности полета представляют собой вероятности возникновения некоторых событий (например, особых ситуаций, опасных ситуаций, ложных срабатываний [6]). Предположим также, что алгоритм (метод) расчета эффекта J_1 в зависимости от значений, указанных показателей известен. В качестве примера такого алгоритма рассмотрим алгоритм, устанавливающий зависимость между эффектом J_1 и значениями показателя безопасности полета, под которым будем понимать вероятность или частоту особых ситуаций.

Пусть для всего парка самолетов заданного класса известно общее количество особых ситуаций, имевших место за заданный период времени. Это позволит определить экономические потери Π^* , обусловленные такими ситуациями. С другой стороны, предположим, что в результате проектирования будет создан такой авиационный комплекс, который обеспечит уменьшение особых ситуаций за тот же период времени, в результате чего потери от них составят величину Π^{**} . Тогда экономический эффект P_1 от эксплуатации самолета-носителя, имеющего такой авиационный комплекс выразится следующим образом:

$$P_1 = \Pi^* - \Pi^{**}.$$

С учетом введенных предположений определение вектора A^* , характеризующего авиационный комплекс и удовлетворяющего выражению (1.2), сведется к задаче определения затрат J_2 на создание комплекса, обеспечивающего самолету значения показателей R, B, Ξ полета не хуже заданных (требуемых).

Решение данной задачи может быть сведено к последовательному решению следующих двух задач: задачи синтеза структуры авиационного комплекса, обеспечивающего зна-

чения указанным показателям не хуже требуемых, и задачи определения затрат на создание авиационного комплекса, имеющего такую структуру.

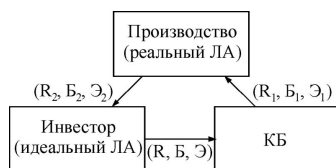


Рис. 1.2

В простейшем случае процесс создания нового ЛА или совершенствования старого связан с инвестором (рис. 1.2). Как правило, инвестор, стремясь получить максимальный доход, заказывает КБ проектирование нового самолета с характеристиками R, B, E . Назовем их условно характеристиками идеального самолета. В силу ограниченных возможностей КБ создает вариант самолета с характеристиками (R_1, B_1, E_1) ; назовем его проектный вариант ЛА. На последней стадии создания, на стадии производства все изменяется, и мы получаем ЛА с характеристиками (R_2, B_2, E_2) . Назовем такой самолет реальным или фактическим. В результате идеальный доход (D_H) , на который рассчитывал инвестор не получился и стал равен некоторому фактическому значению D_F . В случае, если расхождение $\Delta D = D_H - D_F$ велико, в КБ проводятся исследования, направленные на поиск наилучшего соответствия между ΔD и стоимостью оборудования, необходимого для его уменьшения (рис. 1.3).

Представленная на рис. 1.3 структурная модель поиска наилучшего решения включает финансовые вложения (финансовые потоки) и порожденные ими технические совершенства, которые обеспечивают регулирование (изменение) дохода $D(t)$ и прибыль $D_{\Pi}(t)$ в нужную для заказчика сторону. При этом новая техника внедряется, если происходит увеличение n_0/n , т. е. частоты выполненных полетов, при уменьшении $n_1/n, n_2/n, n_3/n$.

Анализируя все сказанное относительно потерь и прибыли, сопутствующим процессу эксплуатации самолета, в том числе анализируя процессы доработки, эксплуатации и создания самолета, можно сделать вывод, что в самом простейшем случае самолет есть экономическая подсистема с переменными параметрами, подверженная старению, износу, поломке, изменению точностных и надежностных характеристик.

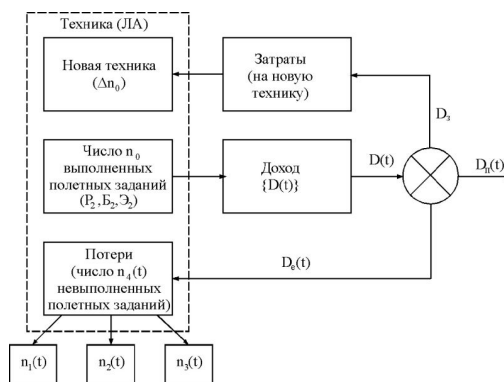


Рис. 1.3

При этом на такую экономическую систему воздействуют внешние и внутренние возмущающие факторы, изменяющие, как правило, в сторону уменьшения, величину дохода от эксплуатации самолета (рис. 1.4). В такой системе, созданной по воле человека и непосредственно его трудом, циркулируют деньги и техника, взаимно преобразовываясь в нуж-

ном для человека направлении. Участие человека сводится к выбору параметров системы, например, нелинейной обратной связи, выбора типа и параметров новой техники, а также места и времени применения ЛА.



Рис. 1.4

Так, нелинейная обратная связь (рис. 1.5) имеет зону нечувствительности ε , в которой $\Delta D = 0$, т. е. отчисления ΔD на создание новой техники с целью компенсации потерь, равны нулю. Рассматриваемая экономическая подсистема имеет внешнюю обратную, направленную на расширение бизнеса. В общем случае каждый ЛА при анализе эксплуатационных потерь можно рассматривать как подсистему (объект, элемент) некоторой экономической системы, представляющей собой эксплуатационное подразделение. Это означает, что все основные положения экономических систем могут быть использованы при анализе процессов создания и эксплуатации ЛА.

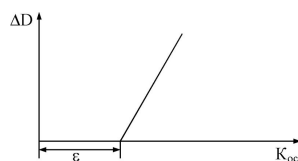


Рис. 1.5

В зависимости от типа самолета в качестве таких экономических систем выступают эксплуатационные подразделения следующих уровней:

- частное лицо (1–2-х местных самолеты);
- спортивное общество (спортивная авиация);
- фирма (самолеты деловых связей);
- региональные авиаслужбы (самолеты местных авиалиний);
- авиаслужбы страны (самолеты внутренних авиалиний);
- международные авиакомпании (самолеты международных авиалиний).

Каждое из этих эксплуатационных подразделений, в той или иной мере оказывает влияние на создание соответствующей (эксплуатируемой им) техники, а также средств обеспечения ее функционирования (рис. 1.6). Заказчики или инвесторы техники имеют разные итоговые цели ее создания, разные условия функционирования и потому формируют различные требования и назначения. При этом для каждого ЛА характерны свои потери как по величине, так и по виду своего проявления, что обуславливает необходимость анализа потоков технического риска (потерь).

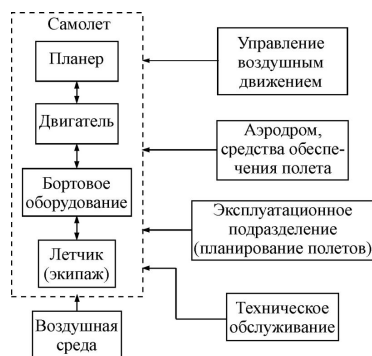


Рис. 1.6

1.3. Истоки технического риска

Технико-технологическая среда, являющаяся одним из основных элементов среды жизнедеятельности человека [6], включает в себя технические и технологические объекты, созданные с использованием научных достижений. Огромная польза науки заключается в ее способности создавать необходимые предпосылки для обеспечения безошибочных действий человека, связанных с созданием новой техники или совершенствованием старой.

На рис. 1.7 показана взаимосвязь: среды жизнедеятельности; науки; технических и технологических объектов. В основе такого взаимодействия лежит обмен информацией J_x от среды к науке J_y , от науки J_y к технике J_z о процессах x , y и z , формируемых средой, наукой и технологией соответственно. В процессе такого обмена возникают погрешности и ошибки, свойственные контролю, обработке и передаче информации. Так, в процессе изучения среды жизнедеятельности, которая является источником информации и базовой основой для построения математических и иных моделей, возникают погрешности δ_1 , которые зависят от средств измерения и свойств среды жизнедеятельности как носителя информации J_x .

Численные характеристики погрешности δ_1 в процессе научных исследований видоизменяются, как правило, увеличиваются, и на входе в подсистему (3) приобретают новое значение δ_2 . В процессе создания новой техники или технологий δ_2 видоизменяется, превращаясь, с одной стороны, в случайные факторы $W_{31}(\delta_1, \delta_2, \delta_3, y, z)$, которые воздействуют на среду жизнедеятельности, а с другой – в δ_3 , которые наблюдает наука с целью корректировки математических или иных моделей. Среда жизнедеятельности реагирует на W_{31} и создает на входе (3) случайные факторы $W_{13}(\delta_1, x, t)$.

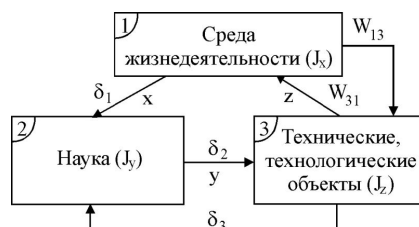


Рис. 1.7

В процессе взаимодействия между подсистемами (2) и (3) возникают противоречия, обусловленные трудностями, а подчас и невозможностью выполнения всех требований, сформулированных наукой, подлежащих реализации на этапе создания технико-технологических объектов. Это обусловлено, чаще всего, отсутствием соответствующей производственной базы, например, для обеспечения заданной точности и надежности функционирования самолета, или заданной точности конструктивного исполнения несущих аэродинамических поверхностей.

При этом наука задает расчетную или потребную точность, например, в виде погрешности δ_2 , а на практике получают возможную погрешность δ_{31}^* , которая, как правило, превышает δ_{31} . В результате ухудшаются все показатели, например, тактико-технические данные самолета, такие, как дальность полета, расход топлива, грузоподъемность, ресурс, категория по взлету и посадке.

Ограничимся основными требованиями к технике, которые сформулируем, следующим образом:

1) техника должна оптимальным или наилучшим образом реализовать свое целевое назначение, так например, перемещаться в пространстве с минимальными энергетическими затратами при прочих равных условиях;

2) функционирование техники должно быть безопасным в целом, для биосферы и, в частности, для тех, кто ее использует, так, например, вероятность катастрофы для самолета не должна превышать 10^{-8} .

Невыполнение указанных требований приводит к соответствующим неучтенным или сверхнормативным потерям, которые включают, в частности, потери финансовых средств, направленных на создание новой техники.

Процессу создания и эксплуатации самолета сопутствуют следующие потери:

R_1 – от поломки или разрушения самолета;

R_2 – топлива, из-за несовершенства бортовой аппаратуры;

R_3 – топлива, из-за несовершенства аэродинамическо-прочностных свойств самолета;

R_4 – эксплуатационные, из-за несовершенства организации работ по подготовке к эксплуатации;

R_5 – на этапе научно-исследовательских работ;

R_6 – на этапе опытно-конструкторских работ.

Таким образом, потери R при создании и эксплуатации представляют собой векторную величину, включающую в себя n -компонентов, каждая из которых также является, векторной величиной.

Потери R ($i = \overline{1,6}$) связаны с жизненным циклом, который включает в себя следующие этапы (рис. 1.8): научно-исследовательский, опытно-конструкторский, серийное производство, эксплуатационный. Согласно схеме рис. 1.8, инициатором создания того или иного проекта является инвестор-1, на средства которого в объеме $(Z_1 + Z_2)$ организуются НИР (научно-исследовательские работы), ОКР (опытно-конструкторские работы), производство. Реализовав объект на рынке-2 по цене Z_3 , он должен получить прибыль $\Pi_1 = [Z_3 - (Z_1 + Z_2)] > 0$.

Инвестор-2, купив объект по цене Z_4 , организует его эксплуатацию, представив его на рынок-3 (услуг) для потребителя услуг (10). В процессе эксплуатации инвестор-2 от потребителя получает Z_5 – стоимость услуг. При известных эксплуатационных расходах, ресурсе планера инвестор-2 имеет возможность определить прибыль.

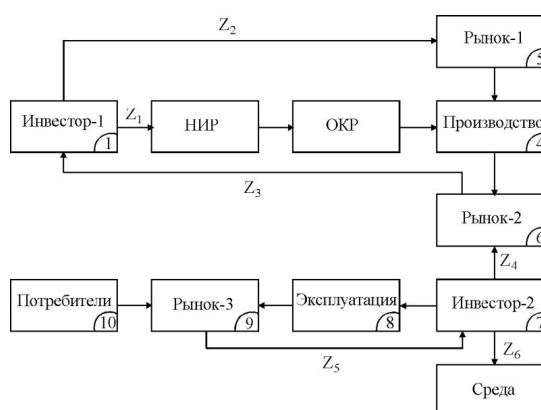


Рис. 1.8

Перечень расходов, сопутствующих жизненному циклу, включает в себя: 1) создание самолета, в том числе научно-исследовательские работы, проектирование, производство и испытание опытных образцов; 2) серийное производство; 3) эксплуатационные расходы, в том числе организация управления воздушным движением (управление воздушным движением), аэродромное и техническое обслуживание. Все эти расходы должны окупаться за счет коммерческих перевозок за период эксплуатации, в качестве которого может выступать ресурс работы планера самолета. При этом Z_5 есть функция таких факторов, как стоимость тонны километра перевозимого груза, которая изменяется случайным образом во времени; количество километров, налетанных самолетом и др.

Потери инвестора представляют собой превышение расходов над доходами за месяц, год или за весь период эксплуатации данного самолета или всех самолетов данной серии. Каждый из этапов жизненного цикла характеризуется определенными потерями, которые представляют собой этапный риск (рис. 1.9). Потери на каждом из этапов работ зависят от

величин погрешностей $\delta_i R$ ($i = \overline{1, 4}$), допущенных при проведении работ, а также от совокупности средств A_i ($i = \overline{1, 4}$), с использованием которых проводились работы. В итоге получаем суммарные потери $\delta_4 R$, которые можно представить в виде

$$\delta_4 R = \psi(\delta_1 R, \delta_2 R, \delta_3 R, A_1, A_2, A_3),$$

где ψ – оператор преобразования.

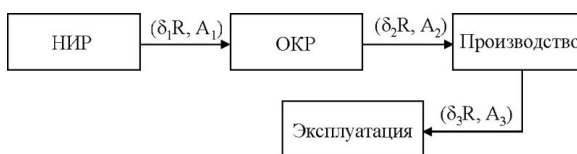


Рис. 1.9

1. На этапе научно-исследовательских работ, включающих: аэродинамические, прочностные расчеты; расчеты по динамике полета; продувки модели самолета и прочие расчеты, потери инвестора обусловлены невозможностью достичь заданную цель. Это приводит к потерям тех финансовых средств, которые были затрачены инвестором на проведение таких работ (рис. 1.9). Обозначим их $R^{(1)}_{1Н}$.

Другой крайностью является ситуация, в которой результаты научно-исследовательской работы показали возможность достижения поставленной цели, а этап ОКР их не подтвердил ($R^{(1)}_{2Н}$). Между этими крайними случаями находится проект, позволяющий достичь заданную цель, но который был отклонен ($R^{(1)}_{3Н}$).

Таким образом, научно-исследовательский риск характеризуется тремя ситуациями, возникающими в процессе проведения работ и которые могут характеризоваться потерями $R^{(1)}_{1Н}$, $R^{(1)}_{2Н}$, $R^{(1)}_{3Н}$.

2. На этапе опытно-конструкторских работ (ОКР), например, для самолета, включающего: проектирование и изготовление опытного образца; проведение аэродинамических, прочностных и летных испытаний, возможны те же ситуации, что и на этапе НИР. Однако потери, а, следовательно, и численная величина риска возрастают за счет более высокой сто-

имости ОКР. Причиной таких ситуаций являются погрешности $\delta_1 R$, полученные и не обнаруженные на этапе НИР; а также погрешности ОКР – $\delta_2 R$.

3. На этапе серийного производства показатели риска увеличиваются по следующим причинам:

– ухудшение показателей объекта, за счет влияния несовершенств технологических процессов производства, обусловленных свойствами металла, станков и инструментов, квалификацией специалистов и т. п.; в результате получаем погрешность $\delta_3 R$.

– повышение стоимости производства объекта по отношению к заявленной стоимости, что увеличивает численную величину риска, связанную с финансовыми расходами.

Отметим, что изменение характеристик объекта за счет технологических процессов сказывается и учитывается на этапе эксплуатации.

4. Последний этап – эксплуатационный – характеризуется соответствующим риском, связанным, прежде всего, с полной или частичной потерей техники при авиационных происшествиях, а также с фактическими (финансовыми) расходами для обеспечения полета, которые превышают расчетные или оптимальные, например, за счет неоптимального расхода топлива.

Анализ материалов, полученных в процессе эксплуатации самолетов нового поколения, позволяет выявить тенденции изменения причин тяжелых авиационных происшествий в мировой гражданской авиации (рис. 1.10). Из этого рисунка видно, что основная доля авиационных происшествий приходится на этап захода на посадку и посадку (76 %). Внедрение систем автоматического управления и изменение характера летной работы привели к появлению значительной доли авиационных происшествий по причине столкновений с землей на исправном самолете (41 %) и потери способности управлять самолетом в полете (30 %).

Количество происшествий на самолетах СГТ Д-217

- 1 – заход на посадку и посадка;
- 2 – столкновение с землей на исправном самолете;
- 3 – потеря способности управлять самолетом в полете;
- 4 – прекращение взлета;
- 5 – полная выработка топлива;
- 6 – наземные происшествия.

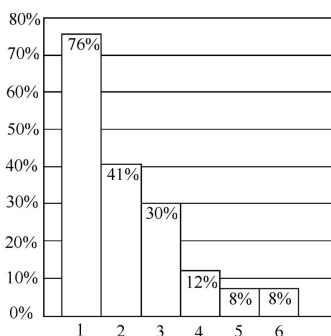


Рис. 1.10. Причины тяжелых авиационных происшествий в мировой гражданской авиации за период с 1989 по 1998 гг. (по материалам Boeing Operations Symposium, 1999)

В следующей таблице приведены основные типы ошибок экипажей приведших к авиационным происшествиям [83].

Типы ошибок экипажей

Виды авиации	Категории ошибок		
	Восприятие	Процедуры	Решения
Легкомоторная авиация	5%	44%	51%
Авиакомпания	19%	25%	56%
Военно-воздушные силы	11%	37%	52%

По данным таблицы видно, что неправильные решения экипажа – основная причина авиационных происшествий. На основе эксплуатации ЛА относительно причин возникновения и способа нейтрализации риска: можно сформулировать следующее:

- уровень риска в полете на современном ЛА определяется уровнем свойств и состоянием всего авиационного комплекса, включая: ЛА; экипаж; бортовые системы управления ЛА и обеспечение жизнедеятельности; наземные средства руководства полета;
- необходимый уровень риска обеспечивается высоким уровнем знаний характеристик ЛА и условий полета, в том числе состояния среды, в которой протекает полет;
- при рассмотрении проблем моделирования риска необходимо учитывать характер многих закономерностей, имеющих место в процессе функционирования авиационного комплекса;
- ведущая роль в благоприятном завершении полета принадлежит системе «ЛА – экипаж».

Эксплуатационный риск – векторная величина, т. е. многомерная характеристика, каждая компонента которой, оценивается разными службами, людьми (организующими полет или участвующими в полете) различным образом. При этом эксплуатационный риск включает в себя следующие виды рисков:

- производственные, связанные с исполнением конструкции ЛА, двигателя и бортового оборудования;
- технические, связанные с бортовым оборудованием, которое обеспечивает предотвращение выхода из области допустимых состояний;
- финансовые, обусловленные превышением фактических эксплуатационных расходов над расчетными или оптимальными, в том числе из-за расхода топлива;
- характеристик ЛА и надежности рекомендаций по управлению им;
- возмущающие факторы, в том числе от среды, в которой протекает полет.

Каждая из указанных компонент риска может быть разбита еще на ряд составляющих. Разбиение зависит от поставленной задачи, степени детализации конечных результатов по оценке влияния отдельных систем ЛА на величину риска.

Важной составляющей риска является уровень знаний характеристик ЛА, его систем бортового оборудования, систем наземного комплекса, с помощью которых осуществляется взлет, посадка, полет по эшелонам. Отказы авиационной техники, ошибки летного состава, непредусмотренные расчетами воздействия среды на ЛА, чаще всего, обусловлены влиянием множества случайных факторов. Неполный учет случайных факторов приводит к случайным непредвиденным исходам в полете.

При решении различных практических задач, принятии различных управленческих (проектных) решений можно учитывать все новые и новые группы факторов от самых существенных до самых ничтожных, тем самым, пытаясь уменьшить роль (предотвратить появление) случайного (ничтожного, неосознанного) фактора. Однако полностью исключить влияние таких факторов невозможно, так как человеческие знания относительно, и каждому

уровню познаний соответствует свои погрешности. Кроме того, часто глубина наших знаний ограничивается финансовыми возможностями.

Подводя итог сказанному, сформулируем следующее определение: технический риск есть интегральная характеристика потерь, реализованных за весь жизненный цикл самолета или самолетов данного класса.

1.4. Показатели технического риска

Потери топлива и техники в процессе эксплуатации ЛА являются основными потерями для современных ЛА, о чем свидетельствует анализ материалов их эксплуатации. В качестве основных факторов и параметров, обуславливающих указанные потери при эксплуатации (эксплуатационный риск) будем рассматривать параметры:

- траектории полета, в том числе высоту, число Маха, скорость;
- влияющие на расход топлива и безопасность: масса, положение центра тяжести, сопротивление и подъемная сила ЛА.

В процессе разработки показателей технического риска для самолета необходимо учитывать все четыре этапа его жизненного цикла. На этапе научно-исследовательских работ учитывается роль науки; на втором этапе – роль конструкторско-проектных работ; на третьем – роль технологических процессов производства самолета; на четвертом – проблему эксплуатации и, прежде всего, обеспечение безопасности и оптимальности полета. При этом величина технического риска есть интегральная характеристика, обусловленная потерями при создании и эксплуатации технических систем и объектов, т. е. на протяжении всего жизненного цикла, включая НИР, ОКР, производство, эксплуатацию.

Система оптимизации режимов пилотирования позволяет вычислить при заданных свойствах планера и двигателя, конфигурации самолета оптимальные параметры траектории полета, при которых достигается максимальная (оптимальная) дальность полета L или минимальный расход топлива q .

В случае, когда параметры траектории полета отличаются от оптимальных, например, при отсутствии системы оптимизации режимов пилотирования (СОП), и топливо расходуется не оптимально, происходят потери, что обуславливает соответствующий риск. Величина потерь для современного лайнера может достичь больших величин, если его не оборудовать СОП.

В реальных условиях на ЛА могут быть установлены:

- только система оптимизации режимов пилотирования;
- только система предупреждения критических режимов;
- одновременно обе системы.

Случай, когда имеется только СПКР, рассмотрен в работе [6]. Назначение СОП состоит в обеспечении в каждом полете максимальной дальности полета. Рассмотрим, как в процессе проектирования самолета, имеющего СОП, формируется показатель риска, связанный с достижением или не достижением максимальной дальности полета. Заданное по техническому заданию значение дальности полета (L) это то ее значение, которое имеет место быть, когда математические модели, методы расчетов и проектирования не имеют погрешностей. Обозначим эту величину $L_{кр}$ – критическая, равная максимальному значению, дальность полета ЛА.

При проектировании мы получаем расчетную величину дальности полета L_p . Если бы методы расчета и математические модели не обладали погрешностями, то $L_p = L_{кр}$. В реальности за счет погрешностей расчета δL_p имеем $L_p = L_{кр} + \delta L_p$, т. е. $L_p \neq L_{кр}$. Равенство имеет место, когда $M\{\delta L_p\} = 0$, где $M\{\delta L_p\}$ – математическое ожидание случайной величины δL_p . При этом имеем $M\{L_p\} = L_{кр}$.

При проектировании с целью обеспечения заданной (максимальной) дальности полета выбираются необходимые параметры самолета (обозначим их через A). За счет ошибок δL_p мы можем выбрать параметр ЛА с ошибками δA такими, что дальность полета $L_0 < L_{кр}$. Прогнозирование и оценка такой ситуации важна для инвестора, так как расходы на работы

в случае $L_0 < L_{кр}$ могут не окупиться и возрасти после проведения ОКР, когда обнаружится этот факт, например, за счет того, что они должны быть повторены.

Погрешность расчетов δL_p представим в виде: $\delta L_p = \delta L_1 + \delta L_2$, где δL_1 – погрешность, обусловленная расчетами аэродинамических сил R_x , R_y , R_z и другими факторами, влияющими на R_x , R_y , R_z ; δL_2 – погрешности, обусловленные несовершенством алгоритмов оптимизации, построенных на этапе НИР, включающих погрешности, стабилизации и управления. Отметим, что погрешности существующих методов расчета аэродинамических характеристик достигают 10 %.

На этапе опытно-конструкторских работ уточняется $L_{кр} = L_{max}$ и после эксперимен-

тального полета получают величину равную $\bar{L}_\Phi$. При этом $\bar{L}_\Phi = L_p + \delta L_0$, где δL_0 – погрешность дальности полета, обусловленная влиянием погрешностей опытных образцов бортового оборудования, двигателя, конструкции самолета.

В процессе производства каждая из подсистем; планер; двигатель; бортовое оборудование изготавливаются с погрешностью δ_n и в результате для идеальных условий эксплуатации получаем L_n , которая включает в себя погрешность δL_n и тогда $L_n = L_p + \delta L_n$.

При эксплуатации ЛА за счет влияния внешних $\delta_{в1}$ и внутренних $\delta_{в2}$ возмущающихся факторов получаем эксплуатационную или фактическую дальность полета вида $L_\Phi = L_n + \delta L_\Phi(\delta_{в1}, \delta_{в2})$. Погрешности δL_p , δL_n , δL_Φ являются случайными, каждая из них характеризуется своей плотностью вероятности. При этом фактическое значение L_Φ совпадает со значением, полученным при эксплуатации. При таких условиях технический риск, имеющий место при проведении ОКР, будет связан с теми ситуациями, которые возникают в процессе выполнения его, а именно

$$A_1 = (L_\Phi < L_{кр}, L_p \geq L_{доп}), A_2 = (L_\Phi \geq L_{кр}, L_p \leq L_{доп}), \\ A_3 = (L_\Phi < L_{кр}, L_p \leq L_{доп}), A_4 = (L_\Phi \geq L_{кр}, L_p \geq L_{доп}).$$

В результате искомые вероятности будут включать: $P_1 = P(A_1)$; $P_2 = P(A_2)$; $P_3 = P(A_3)$. Вероятность P_2 – мы отвергли экономически выгодную конструкцию (объект); P_1 – приняли к исполнению вариант ЛА, который не подтверждает по факту возможность достижения поставленной цели; P_3 – получили отрицательный результат, что обусловило потери, связанные, в данном случае, с расходами проведения ОКР.

Пусть ставятся задачи: обеспечить одновременно оптимизацию режимов пилотирования с целью снижения потерь расхода топлива, а также предупреждение критических режимов пилотирования с целью минимизации потерь техники и расходов на ремонт ее в после аварийный период.

Пусть контролю и ограничению подлежат n параметров $x_1, x_2, \dots, x_n$ траектории полета самолета и состояния внутренних систем. В этом случае с помощью системы предупреждения критических режимов мы планируем осуществить предупреждение режимов полета,

при которых параметры x_i ($i = \overline{1, n}$) принимают критические значения.

При этом финансовые (материальные) потери, обусловленные возникновением событий $V_i = (x_i > x_{i\text{кр}})$, где $x_{i\text{кр}}$ – критическое значение параметра x_i , обозначим через G_{ip} . В процессе проектирования мы можем оценить стоимость C_i и массу m_i такой системы. Управление расходом топлива q будем осуществлять с помощью системы оптимизации режимов пилотирования.

Суммарная стоимость СПКР, СОПР (Π_Σ) и масса (m_Σ) зависят от объема обрабатываемой информации, в том числе от количества контролируемых, ограничиваемых и управляемых параметров x_i .

Итак, задача состоит в оптимизации $\psi = (P^*, q, \Pi_\Sigma, m_\Sigma)$. Трудность решения такой задачи заключается в том, что для минимизации (P^*, q) необходимо контролировать все параметры x_i траектории полета, в том числе возмущающие факторы, например, ветер. С другой стороны, для минимизации (Π_Σ, m_Σ) требуется ограничивать количество пара-

метров x_i ($i = \overline{1, n}$). Это противоречие сегодня решается конструкторами ЛА; СПКР; СОПР на интуитивном уровне, путем анализа потребностей рынка и возможностей производственно-технологической базы авиастроения. Возможно, такой подход оправдан. Однако необходимо иметь аналитические методы, позволяющие проводить анализ технического риска.

Согласно приведенной схеме процесса создания и эксплуатации пассажирского самолета, необходимо обеспечить заданную величину прибыли $Z_5 = Z$ (рис. 1.8). В качестве критической величины прибыли выступает $Z_{кр} = 0$, т. е. когда прибыль равна нулю. В рамках рассматриваемой задачи прибыль Z зависит от расхода топлива (q) и потерь техники (α) в процессе эксплуатации самолета:

$$Z = f(q, \alpha). \quad (1.3)$$

Часто последнюю зависимость можно представить в более простом виде:

$$Z = k_1 \varphi_1(q) + k_2 \varphi_2(\alpha),$$

где f, φ_1, φ_2 – непрерывные функции своих аргументов.

Если отклонение фактического расхода q от оптимального q_{opt} мало, то возможно дальнейшее упрощение зависимости (1.3):

$$Z = k_3 \Delta q + k_4 \Delta \alpha,$$

где $\Delta q = q - q_{opt}$; $\Delta \alpha = \alpha - \alpha_{opt}$.

Отметим, что частота P_i выхода параметров траектории x_i в критическую область позволяет вычислить $\alpha_i = P_i \Pi_i$, где Π_i – стоимость работ по восстановлению техники, обусловленных выходом параметра x_i в критическую область.

В процессе эксплуатации самолета, оборудованного СОПР и СПКР, возможны следующие события [6]:

$$\text{на выходе СПКР: } A_X, B_X, C_X, D_X; \quad (1.4)$$

$$\text{на выходе СОПР: } A_q, B_q, C_q, D_q;$$

где

$$A_X = (x < x_{кр}, x_{изм} < x_{доп}^{пр}), B_X = (x < x_{кр}, x_{изм} > x_{доп}^{пр}),$$

$$C_X = (x > x_{кр}, x_{изм} > x_{доп}^{пр}), D_X = (x > x_{кр}, x_{изм} < x_{доп}^{пр}),$$

$$A_q = (q_\phi < q_{кр}, q_p < q_{доп}^{пр}), B_q = (q_\phi > q_{кр}, q_p > q_{доп}^{пр}),$$

$$C_q = (q_\phi < q_{кр}, q_p > q_{доп}^{пр}), D_q = (q_\phi > q_{кр}, q_p < q_{доп}^{пр}).$$

При этом $q_{кр}$ есть критическое значение расхода топлива, начиная с которого полет совершается без прибыли, бизнес несет финансовые потери, прибыль Z или равна нулю, или отрицательная; $q_{доп}^{пр}$ – допустимая величина расхода, отличающаяся от $q_{кр}$ на некоторый запас, обусловленный влиянием погрешностей бортовых измерительных систем и систем оптимизации.

Введем событие $A_1(Z)$, которое происходит тогда, когда выполняются одновременно два события $A_1 = (A_x, A_q)$. Обозначим через P_1 вероятность такого события и тогда

$$P_1 = P(A_x, A_q) = P(A_x) + P(A_q)$$

в силу независимости A_x и A_q из соотношения (1.4).

На практике возможны различные сочетания событий из соотношений (1.4) вида

$$\begin{aligned} A_1 &= (A_x, A_q); A_2 = (A_x, B_q); A_3 = (A_x, C_q); A_4 = (A_x, D_q); \\ A_5 &= (B_x, A_q); A_6 = (B_x, B_q); A_7 = (B_x, C_q); A_8 = (B_x, D_q); \\ A_9 &= (C_x, A_q); A_{10} = (C_x, B_q); A_{11} = (C_x, C_q); A_{12} = (C_x, D_q); \\ A_{13} &= (D_x, A_q); A_{14} = (D_x, B_q); A_{15} = (D_x, C_q); A_{16} = (D_x, D_q). \end{aligned}$$

Для всех A_i ($i = \overline{2, 16}$) характерно событие $Z < Z_{кр}$, где прибыль Z в соответствующем режиме полета будет меньше критической. Кроме того, эти соотношения включает события, при которых мы отказались от выгодного (оптимального) режима. Каждому событию A_i ($i = \overline{2, 16}$) соответствует своя вероятность $P_i = P(A_i)$. В силу независимости A_i между собой вероятность суммы всех событий A_i имеет вид

$$P(A) = \sum_{i=2}^{16} P_i(A_i).$$

Задача проектировщика состоит в том, чтобы подобрать такой комплекс: ЛА, двигатель, СПКР, СОПР, для которого вероятность P_1 достигала бы максимума, а вероятность

$$\sum_{i=2}^{16} P_i(A_i)$$

– минимума.

При расчете потерь прибыли следует включить стоимость по величине расхода q ; стоимость восстановительных работ, обусловленных разрушениями при аварии самолета; стоимость работ по созданию самолета, СПКР, СОПР, двигателя; прибыль, полученную в процессе эксплуатации самолета. При этих условиях вероятность $P(A)$ представляет собой вероятность невыполнения поставленной цели, подлежащую выполнению, т. е. технический риск. С целью анализа, прогнозирования и управления риском необходимы математические

модели, позволяющие установить явные зависимости между $P_i(A_i)$ и параметрами контроля и управления на различных этапах жизненного цикла ЛА.

1.5. Этап научно-исследовательских работ

1.5.1. Показатели риска

На этапе научно-исследовательских работ, связанных с созданием самолета, мы работаем, как правило, с математическими моделями. При этом мы имеем дело с двумя видами моделей, M_1 и M_2 (рис. 1.11), проек тируемого самолета. Модель M_1 описывает функционирование реального объекта без погрешностей, M_2 – модель, принятая при расчетах.

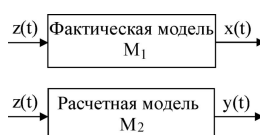


Рис. 1.11

Для рассматриваемой ситуации

$$x(t) = \Psi(z, A, t), y(t) = \Psi_1(z, A, \delta, t),$$

где Ψ , Ψ_1 – операторы описывающие модели M_1 и M_2 соответственно; $\delta(t)$ – погрешность модели или метода разработанного в теории; A – вектор заданных параметров, в том числе случайных возмущающих факторов.

О векторе $x(t)$ на этапе НИР, как правило, мы имеем мало информации, но можем предположить, что в общем случае $x_i(t) \neq y_i(t)$ ($i = \overline{1, n}$). При этом $x(t)$ есть фактическое значение параметров состояния объекта x_Φ в силу того, что в модели M_1 учтены все внутренние и внешние возмущающиеся факторы и особенности систем его насыщающих. При этом процессе $y(t)$ получен на выходе модели M_2 , которую нам дала теория (наука). Именно этой моделью мы владеем и пользуемся при проведении НИР, а на выходе ее имеем $y(t)$ – расчетный или оценочный процесс. В этой модели учтена только часть внешних и внутренних возмущений (факторов), следовательно, модель M_2 приближенно описывает изменение параметров ее состояния во времени.

Имея ввиду сказанное, получим показатель научно-исследовательского риска.

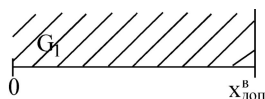


Рис. 1.12

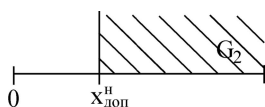


Рис. 1.13

Пусть параметр x проектируемого объекта ограничен величиной по максимуму $x_{\text{доп}}^B$ (рис. 1.12). При этом справедливо $x \leq x_{\text{доп}}^B$, а G_1 есть область допустимых значений x . В качестве такого параметра могут выступать, например, километровой расход топлива q , перегрузка, угол атаки. Ограничение на x может быть и снизу, т. е. ограничения для минимального значения, например, дальности полета L , прибыли инвестиционного проекта. При этом должно выполняться условие $x \geq x_{\text{доп}}^H$, и область допустимых значений x есть G_2 (рис. 1.13).

При проведении научно-исследовательских работ параметры динамической системы выбираем таким образом, чтобы выполнялось условие $x \geq x_{\text{доп}}^B$ или $x \geq x_{\text{доп}}^H$. Такой подход возможен, если x известно и детерминировано. Однако это не так в силу того, что объект (самолет) подвержен возмущающим факторам как внутреннего, так и внешнего происхождения. В этих условиях параметр состояния x представляет собой случайный процесс. При этом y имеет вид $y(t) = x(t) + \delta_1 x$ и также является случайным процессом, $\delta_1 x$ – погрешность оценки.

За счет $\delta_1 x$ мы обязаны ввести запас $\Delta^B = x_{\text{доп}}^B - (x_{\text{доп}}^0)^B$ или $\Delta^H = x_{\text{доп}}^H - (x_{\text{доп}}^0)^H$ (рис. 1.14).



Рис. 1.14

В силу случайности $\delta_1 x$, y , x возможен ряд событий, представляющих собой потери инвестора (случай ограничения сверху, например, по расходу топлива):

$$A_1 = (x \geq x_{\text{доп}}^B; y \leq (x_{\text{доп}}^0)^B), A_2 = (x \leq x_{\text{доп}}^B; y \geq (x_{\text{доп}}^0)^B), \\ A_3 = (x \geq x_{\text{доп}}^B; y \geq (x_{\text{доп}}^0)^B).$$

Вероятности этих событий

$$P_1 = P(A_1) = P(x \geq x_{\text{доп}}^B; y \leq (x_{\text{доп}}^0)^B), \\ P_2 = P(A_2) = P(x \leq x_{\text{доп}}^B; y \geq (x_{\text{доп}}^0)^B), \\ P_3 = P(A_3) = P(x \geq x_{\text{доп}}^B; y \geq (x_{\text{доп}}^0)^B).$$

Вероятность P_1 представляет собой численную величину того, что расчетный параметр фактически выполненного объекта будет превышать его допустимое значение, что неприемлемо либо по экономическим признакам, либо из условий безопасности эксплуатации объекта.

Вероятность P_2 представляет собой число, характеризующее следующее событие: объект забракован из-за невозможности удовлетворить ограничениям на параметр x , хотя эти ограничения для реального объекта выполняются.

Вероятность P_3 представляет собой событие, связанное с невозможностью удовлетворения ограничений, накладываемых на параметр x , т. е. разрабатываемый проект не может быть реализован, а средства, затраченные на проведение НИР, есть убытки, которые представляют риск инвестора.

Вероятность P_1 назовем вероятностью принятия убыточного проекта, вероятность P_2 – отклонением прибыльного проекта, P_3 – отклонением убыточного проекта. В совокупности

P_1, P_2 и P_3 являются показателями научно-исследовательского риска, т. е. $P_{\text{нр}} = (P_1, P_2, P_3)$. Запись в явной форме P_1, P_2, P_3 , с помощью плотностей вероятностей $W(x, y, t)$ рассматривается в работе [6].

В частном случае вероятности P_1, P_2, P_3 могут быть вычислены с помощью плотностей вероятностей $W(\Delta x, \delta x)$, где $\Delta x = x - m_x$; m_x – математическое ожидание x ; $y = x + \delta x$; δx – погрешность оценки x . Если Δx и δx независимы, то получаем еще более простые соотношения: $W(\Delta x, \delta x) = W_1(\Delta x)W_2(\delta x)$.

1.5.2. Управление техническим риском на этапе проектирования

Развитие методов проектирования с учетом требований экономичности и безопасности полетов получило развитие только в последнее время и в настоящее время не достигло должного уровня. В результате иногда наблюдается либо перерезервирование в некоторых системах, т. е. утяжеление и удорожание самолета, либо, наоборот, вводятся конструкционные несовершенства, которые снижают эксплуатационные качества, самолета. И те, и другие недостатки приходится устранять в процессе испытаний и доводки самолета, что существенно увеличивает цикл его создания и стоимость разработки, т. е. ведет к большим потерям и соответственно увеличивает технический риск.

Управление техническим риском, как правило, осуществляется с целью минимизации его численной величины. Процесс минимизации осуществляется различными способами и в различной степени на всех стадиях жизненного цикла летательного аппарата: научно-исследовательские работы; проектирование; опытно-конструкторские работы; серийное производство; эксплуатация. Существенно здесь то, что величина потерь характеризуется сочетанием этапа полета, типа или вида внутренних и внешних возмущающих факторов, характерных для ожидаемых условий эксплуатации. Под характерными ожидаемыми условиями эксплуатации подразумевается состояние внешней среды (барометрическое давление, температура наружного воздуха, направление и скорость ветра и т. п.) и эксплуатационные факторы (возможные конфигурации самолета, масса и центровка самолета, режим работы двигателя и т. п.). При этом суммарный риск обусловлен также внутренними возмущающими факторами, источниками которых являются пилот, функциональные системы обеспечения полета, их отказы и погрешности.

На рис. 1.15 представлено разделение суммарного технического риска $P(z)$ на две категории: $P(A)$ – потери, обусловленные появлением опасных режимов пилотирования и связанным с ними выходом из строя (полного или частичного) двигателя, самолета, его бортовых систем; $P(B)$ – экономические потери, обусловленные, например, перерасходом топлива.

Каждая из составляющих $P(z) = P(A) + P(B)$ разбивается на $P(A) = P_{1i}$ ($i = \overline{1, 7}$) и $P(B) = P_{2i}$ ($i = \overline{1, 7}$) согласно количеству этапов полета.

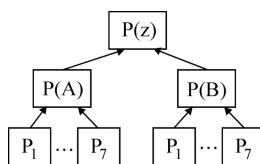


Рис. 1.15

Как указано выше, наиболее опасным этапом является посадка. Этот этап мы рассмотрим в плане управления техническим риском. Одним из главных моментов планирования и координации работ по летной годности самолета является выбор тех показателей, которые будут критериями обеспечения требуемого качества, свойств и условий летной годности на рассматриваемом этапе проектирования. Для пассажирского и транспортного самолетов такими показателями могут быть допустимые и расчетные для данного этапа полета вероят-

ности $\sum_{i=2}^{16} P_i^{\text{доп}}(A_i) = P^{\text{доп}}$ и $\sum_{i=2}^{16} P_i^{\text{расч}}(A_i) = P^{\text{расч}}$ возникновения различных ситуаций (безопасности и экономичности) i -й функциональной системы: $(P_j)^{\text{доп}}$, $(P_j)^{\text{расч}}$.

Порядок расчета, контроля и корректировки перечисленных показателей можно охарактеризовать как процесс управления риском при проектировании на трех уровнях:

1. ОКБ в целом $P^{\text{доп}}$ и $P^{\text{расч}}$;
2. подразделения-разработчики функциональных систем $P_j^{\text{доп}}$, $P_j^{\text{расч}}$;
3. конкретные исполнители: конструкторы узлов, блоков, агрегатов проектируемой системы $P_{jk}^{\text{доп}}$, $P_{jk}^{\text{расч}}$.

При эскизном проектировании в этом процессе можно выделить четыре основных этапа:

1. распределение заданных (допустимых, расчетных) показателей между функциональными системами и комплексами проектируемого самолета;
2. распределение показателей между подразделениями-разработчиками функциональных систем с целью более оперативного управления показателями внутри подразделения, ответственного за проектирование нескольких систем;
3. выполнение экспресс-анализа показателей риска;
4. определение допустимых вероятностей, в том числе функциональных отказов.

Рассмотрим этап посадки. Отметим что, как правило, на этапе посадки потерями топлива пренебрегают. При анализе риска в процессе посадки выявляются возможности реализации опасных условий полета. Этот фактор риска при посадке учитывает возможность приземления за пределы взлетно-посадочной полосы, наличие избыточной вертикальной, боковой или продольной составляющей скорости полета и ситуацию, требующую уход на второй круг после срыва захода на посадку.

В нижеследующей таблице приведены значения вероятностей выхода параметров движения за критические значения для самолета ТУ-154М с АБСУ-154-3.

№ п/п	Критические параметры	Допустимые значения для самолета ТУ-154М	Вероятность	
			в среднем	в предельном случае
1	Расстояние от точки касания до входного торца ВПП	$60\text{м} \leq L \leq 900\text{м}$	10^{-6}	10^{-5}
2	Боковое отклонение точки касания от оси ВПП	$ Z \leq 16\text{м}$	10^{-6}	10^{-5}
3	Вертикальная скорость при касании	$V_y < -3,05\text{м/сек}$	10^{-6}	10^{-5}
4	Угол крена в момент касания	$ \gamma < 3^\circ$	10^{-8}	10^{-7}
5	Боковая составляющая скорости при касании	$ V_z < 5\text{м/сек}$	10^{-6}	10^{-5}
6	Угол тангажа при касании	$0^\circ < \vartheta < 13^\circ$	10^{-6}	10^{-5}
7	Высота колес самолета относительно ВПП при уходе на 2-ой круг	$H_{\text{колес}} > 0\text{м}$	10^{-6}	10^{-5}

В колонке «в среднем» даны вероятности событий в предположении, что все случайные параметры замкнутого контура управления изменяются в соответствии со своими законами распределения. В колонке «в предельном случае» даны вероятности событий, когда один из случайных параметров находится на своем предельно допустимом значении, а все остальные изменяются в соответствии со своими законами распределения.

На рис. 1.16 приводится детализация составляющих суммарной вероятности катастрофы, обусловленной наличием систем (посадка в автоматическом режиме) при посадке. При этом роль отказов бортового оборудования (внутренние возмущающие факторы) чрезвычайно велика и сравнима со всеми остальными возмущающими факторами, вызывающими реализацию опасных траекторий движения с выходом в критическую область.



Рис. 1.16. Составляющие средней вероятности катастрофы при посадке

На рис. 1.17 представлены составляющие суммарного риска при заходе на посадку самолета по категории II. На этом этапе полета нет особой необходимости учитывать потери в расходе топлива. Однако отказы систем играют здесь важную роль, и потому их выделяют

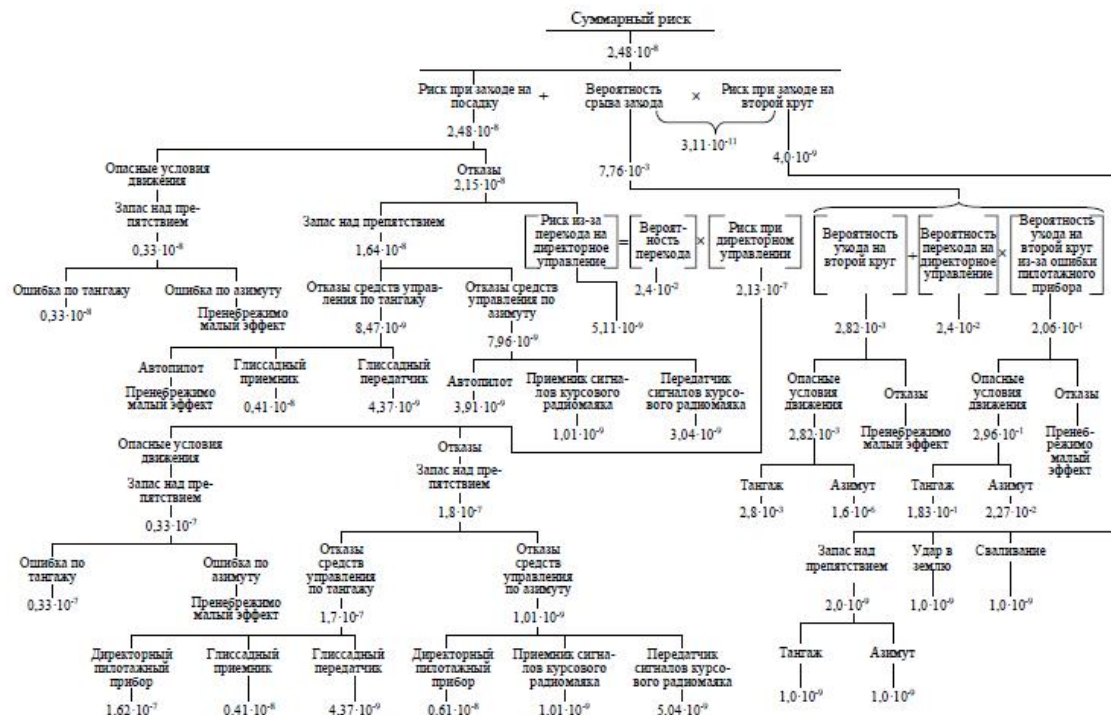


Рис. 1.17. Составляющие суммарного риска при заходе на посадку по категории II

1.6. Модели для анализа технического риска

Развитие среды жизнедеятельности, осуществляемое человеком, включает следующие этапы:

- построение моделей, адекватных исследуемым процессам, и разработку соответствующих методов исследования свойств этих процессов, новых физических явлений и принципов;

- создание новой более совершенной техники, технологических процессов на основе новых физических явлений и принципов, описываемых соответствующими моделями, так, например, в космической связи, в передаче информации по каналам сети Internet.

Как правило, при создании технических, технологических объектов и систем разработчики стремятся использовать известные математические модели. В зависимости от уровня знаний в рассматриваемой области возможны следующие ситуации:

- 1) математическая модель изучаемого процесса отсутствует, но есть возможность использовать известные модели для ее построения;

- 2) нет возможности использовать известные модели, но есть возможность для ее построения применить известные законы и закономерности;

- 3) необходимо построить технический или иной объект, в основу работы которого закладываются новые законы и закономерности (ракеты, и т. п.); эта ситуация характеризуется максимальной неопределенностью и связана с наибольшими потерями и соответственно наибольшей величиной технического риска.

Известные математические модели были созданы и создаются для исследования

- технико-технологических процессов с тем, чтобы создать управляемые процессы с более низким уровнем затрат или более высокой эффективностью в сравнении с существующими;

- динамики и эффективности современных воздушных и космических летательных аппаратов и грузопассажирского транспорта;

- функционирования человека в человеко-машинных системах, в том числе при управлении;

- биологических систем, в том числе подсистем жизнеобеспечения: центральной нервной; сердечно-сосудистой.

История создания моделей связана с процессом развития научной мысли, познания среды жизнедеятельности и включает в себя ряд этапов. Первичными в этом процессе всегда были результаты наблюдений процессов и явлений, лежащих в основе построения модели через абстрактное мышление. Модель создается для практической деятельности человека и, в частности, для создания развития технико-технологической среды.

Построение модели требует большого количества исходной информации, которая создается в результате отдельных наблюдений, которые являются случайными в силу: 1) невозможности учесть все многообразие фактов, в том числе возмущающих, действующих на изучаемый объект, даже если он простой; 2) сложных взаимосвязей между этими факторами и объектом; 3) несовершенства естественных и искусственных средств наблюдения и контроля. В процессе таких наблюдений и контроля производится формализация для построения основных признаков, связей, закономерностей, присущих изучаемому объекту.

Как правило, для одного и того же объекта в зависимости от конкретных требований практики и типа решаемой задачи строят несколько моделей, с помощью которых осуществляют формализацию различных функций этого объекта или внешних воздействий на него. Это позволяет получить достаточно простые модели, что упрощает процедуру анализа и синтеза технико-технологических систем и объектов, уменьшая экономические затраты.

Процесс построения моделей для осуществления формализации при их описании основан на большом разнообразии подходов и языков. Ранее на первом этапе формализации осуществлялось, в основном, содержательное описание явления и, чаще всего, использовался разговорный язык (Греция), удобный как для изложения результатов исследований, так и их передачи для использования и развития. Однако разговорный язык не мог описать, зафиксировать и надежно передать большое число качественных и количественных сторон явлений. Развитие, расширение и углубление процессов исследования привело к необходимости создания различных языковых форм, более экономных по объему передаваемой информации, понятных и заполнявших содержательное описание результатов наблюдений. Так появились многие языки схем, уравнений, карт, чертежей, которые используются и по сей день для построения моделей и их формального описания. Это связано с тем, что при их построении применяются различные способы наблюдения, обобщения, формализации и представления результатов наблюдения.

Во второй половине XX в. в связи с развитием технико-технологической среды возникла необходимость в новых принципах построения моделей формализации результатов наблюдений, связанных с управлением целенаправленной деятельностью человеческого общества, живыми организмами и искусственными, созданными человеком, машинами и механизмами, которые представляют математические модели.

Существенно, что при решении указанных проблем, модель, принятая для целей проектирования, на этапе научно-исследовательских работ часто сильно отличалась от реального объекта, включающего внешние и внутренние возмущающие факторы, отказы техники, старение и деградацию, что значительно уменьшало или сводило на нет эффективность разработанной системы. В настоящее время математические модели включают в себя следующие модели:

- детерминированные;
- стохастические, в том числе с неопределенностью и с идентификацией параметров;
- оптимальных процессов и т. п.

Согласно требованиям практики, в теории вероятностей и математической статистике получили развитие два способа построения математических моделей исследуемых физических объектов.

Первый – **априорный способ введения модели**. Он основан на том, что физический объект описывается некоторой вероятностной или статистической моделью с заданной структурой, включающей в себя неизвестные параметры. Эта модель получена из дополнительных исходных соображений, например, на основе опыта описания аналогичных объектов той или иной физической природы с учетом физико-химических и других особенностей объекта, а также физически обоснованных и экспериментально проверенных моделей элементарных составляющих объекта.

На втором этапе исследований с объектом проводят эксперимент, в результате которого получают экспериментальные данные, содержащие информацию о реальных значениях исследуемых параметрах объекта.

На третьем этапе производится соответствующая обработка результатов измерений неизвестных параметров модели. На четвертом – проверка адекватности полученной M_2 (рис. 1.11) и фактической M_1 моделей объекта, например, путем сравнения выходных сигналов у модели M_2 и x модели M_1 , если задан входной сигнал $z(t)$. При этом предполагается, что физический объект существует, и на нем можно проводить необходимые исследования.

На пятом этапе, в случае необходимости, корректируется модель M_2 , а точнее ее параметры.

При таком подходе, основанном на использовании аксиоматики А.Н.Колмогорова и являющимся априорным, есть ясная физическая интерпретация параметров модели, воз-

возможность широкого использования этой модели для анализа, синтеза, численного моделирования, прогнозирования и управления поведением объекта.

Вторым способом построения моделей является **априорный способ, при котором структура модели не задана**. При этом построение модели основано на подборе и подгонке по экспериментальным данным как вида модели из заданного класса моделей, так и ее параметров, которые наилучшим или приемлемым образом соответствуют результатам статистической обработки экспериментальных данных. При этом на модель не накладываются ограничений. Так, например, если известно, что случайный процесс $x(t)$ – стационарный и эргодический с нормальной плотностью вероятностей и корреляционной функцией $k_x(\tau) = \sigma e^{-|\tau|}$, то в этом случае мы можем поставить процессу $x(t)$ в соответствие процесс $y(t)$, являющийся выходом модели M , описываемой дифференциальным уравнением вида

$$\dot{y} + ay = b\eta,$$

где $\eta(t)$ – случайный процесс типа белого шума, моделируемый с помощью генератора случайных чисел [21].

Апостериорный подход используется, например, для кибернетики или информационной модели физического объекта, когда объект рассматривается как система, осуществляющая преобразование входного воздействия $\{\eta(t)\}$ в выходной $y(t)$. При этом она считается полностью описанной, если имеется математическая модель, т. е. модель в абстрактной форме, не зависящей от физической природы входных и выходных переменных и процессов, происходящих в системе.

В отличие от вероятностных моделей в статистических (Фон Мизеса) модель строится на основе характеристик, получаемых предельным переходом от эмпирических характеристик при неограниченном увеличении объема экспериментальных данных. Адекватность использования таких моделей для описания физических объектов также проблематична, как и вероятностных, а в нестационарных условиях – не очевидна. Ответ на вопрос, какие модели и какие способы их получения использовать, в конкретном случае зависит от поставленной цели исследования, вида решаемой задачи, априорной неопределенности. Общим для этих методов является применение единых вероятностно-статистических методов, используемых в статистических измерениях, для характеристик и параметров реальных физических объектов. Основной вклад в технический риск происходит на этапе обработки материалов испытаний, т. е. при систематическом анализе, когда решаются следующие задачи:

- 1) выбор вида модели из заданного класса;
- 2) статистические описания характеристик модели или измерения ее параметров;
- 3) проверка статистических гипотез;
- 4) построение итоговой модели M , включая подгонку модели;
- 5) анализ свойств модели M ;
- 6) статистическое моделирование на полученной модели M .

1.7. Упрощение математических моделей

Одна из причин отличия реальной математической модели M_2 , принятой в расчетах, от идеальной M_1 , которая описывает функционирование реального объекта без погрешностей, состоит в том, что идеальная модель для расчетов упрощается. Это упрощение происходит по различным причинам и, в частности, из-за невозможности применить M_1 при расчетах на этапе НИР из-за ее сложности. Рассмотрим пример такого упрощения и допускаемые при этом погрешности.

Пусть создана математическая модель M_1 , которая представляет собой систему из n уравнений, заданная в пространстве R^N с координатами $x = (x_1, x_2, \dots, x_N)$, вида

$$F_i(\psi_j; C_k; t; \frac{d\psi_j}{dt}, \frac{d^2\psi_j}{dt^2}, \dots; x_\ell; \frac{\partial\psi_j}{\partial x_\ell}, \frac{\partial^2\psi_j}{\partial x_\ell \partial x_m}, \dots, \int_{\omega} dx_\ell, \dots) = 0, \quad (1.5)$$

где $1 \leq i \leq n$; $1 \leq l, m \leq N$, $1 \leq k \leq \alpha$; x, t – соответственно пространственные и временные переменные.

Таким образом, (1.5) представляет собой систему интегро-дифференциальных уравнений для объекта с распределенными параметрами. Решения $\psi_j = \psi_j(t, x; C_k)$ описывают состояние объекта или системы в некоторый момент времени t , поэтому их называют переменными состояниями. При этом предполагается, что уравнения $F_i = 0$ зависят от параметров C_k , например, числа Маха (M), числа Рейнольдса в авиации, структурных констант, которые могут влиять на свойства решений ψ_j , поэтому их называют управляющими параметрами.

Проблема исследования решений системы уравнений (1.5), даже если речь идет лишь о том, как зависят эти решения от управляющих параметров C_k , является исключительно сложной. По этой причине вводится ряд последовательных предположений, каждое из которых вносит соответствующие погрешности. К числу таких предположений относятся изменения в структуре модели M :

1. Погрешность δ_{11} , обусловленная пренебрежением элементов объекта, описываемых интегралами. В результате модель (1.5) заменяется новой моделью вида

$$F_i = F_i(\psi_j; C_k; t; \frac{d\psi_j}{dt}, \frac{d^2\psi_j}{dt^2}, \dots, x_\ell; \frac{\partial\psi_j}{\partial x_\ell}, \frac{\partial^2\psi_j}{\partial x_\ell \partial x_n}, \dots) = 0, \quad (1.6)$$

которая представляет собой систему нелинейных уравнений в частных производных.

2. Погрешность δ_{12} , обусловленная новым упрощающим предположением, согласно которому модель не содержит пространственных производных любого порядка, т. е.

$$F_i = F_i(\psi_j; C_k; t; \frac{d\psi_j}{dt}, \frac{d^2\psi_j}{dt^2}, \dots) = 0, \quad (1.7)$$

которая описывает объект с сосредоточенными параметрами.

3. Погрешность δ_{13} , обусловленная переходом от модели (1.7) к модели вида

$$F_i = \frac{d\psi_i}{dt} - f_i(\psi_j; C_k; t) = 0, \quad (1.8)$$

когда модель содержит производные не выше первого порядка и, кроме того, эти производные входят в упрощенную функцию F_i специальным каноническим образом. Систему уравнений $F_i = 0$ называют динамической системой.

4. Погрешность δ_{14} , обусловленная предположением, что функция f_i в (1.8) полностью не зависит от времени, тогда получаем модель

$$F_i = \frac{d\psi_j}{dt} - f_i(\psi_j; C_k) = 0, \quad (1.9)$$

которая называется автономной динамической системой. Для таких систем, когда $k \leq 4$, имеются некоторые интересные результаты в области свойств решений.

5. Погрешность δ_{15} , обусловленная переходом от (1.9) к системе вида

$$f_i = -\frac{\partial V(\psi_j; C_k)}{\partial \psi_j}, \quad F_i = \frac{d\psi_j}{dt} + \frac{\partial V(\psi_j; C_k)}{\partial \psi_j} = 0,$$

когда все функции f_i могут быть заданы антиградиентом по отношению к ψ_i некоторой потенциальной функцией $V(\psi_j; C_k)$. Свойства таких систем изучены довольно глубоко.

6. Погрешность δ_{16} , обусловленная переходом к модели, описывающей состояния равновесия $d\psi_i/dt = 0$ градиентных динамических систем. В этом случае модель изучаемого процесса принимает вид

$$\frac{\partial V(\psi_j; C_k)}{\partial \psi_j} = 0.$$

Эти уравнения могут не иметь решений, если $V(\psi) = \psi$; иметь одно решение при $V(\psi) = \psi^2$; более, чем одно решение, если $V(\psi, c) = \psi^4 + c\psi^2$: при $c < 0$ – имеется три решения, а при $c > 0$ – одно решение. При этом задача исследования заключается в том, каким образом состояние равновесия $\psi_j(C_k)$ потенциальной функции $V(\psi_j; C_k)$ изменяется при изменении управляющих параметров C_k .

Среди других методов исследования системы, основанных на переходе от (1.5) к более простым моделям, что обуславливает погрешности типа δ_{1j} , рассмотренные выше, укажем:

1) метод линеаризации;

- 2) вариационные методы;
- 3) метод прогонки или метод начальных параметров.

Важным моментом в этих методах является приближенная замена дифференциальных уравнений (1.6) в частных производных системой обыкновенных дифференциальных уравнений, характеризующих динамические свойства системы с конечным числом степеней свободы.

1.7.1. Стохастические модели и их погрешности

Пусть рассматриваются абстрактные вероятностные или статистические модели физических объектов. Модель исследуемого объекта и модель полученных данных отличны. Эти отличия обусловлены тем, что экспериментальные данные отражают не только состояния изучаемого объекта, значения его характеристик и параметров, но и условия проведения, связанные с внешними возмущающими факторами δ_1 , а также упрощения и допущения, использованные при обработке эксперимента δ_2 . Если первые связаны с внешней средой, то вторые – со структурой объекта, с ее упрощением, которые проявляют себя в моделях, алгоритмах, построенных на основе экспериментальных данных.

Рассмотрим подробнее этот процесс, в основу которого положен морфологический анализ, широко используемый при исследовании и проектировании различных технических объектов [11]. Разберем задачу измерения характеристик случайных процессов, т. е. первый этап построения модели, например, в форме дифференциальных уравнений, позволяющих прогнозировать состояние изучаемого объекта, исследовать его устойчивость, прогнозировать численную величину показателей риска. Этапы таких работ включают следующие погрешности:

1. Получение исходных данных: принцип получения исходных данных (ансамблевый или траекторный) и оператор усреднения, а также количество обращения к исходным данным – погрешности δ_{21} .
2. Схема сравнения с образцовой величиной: количество сравнений (одно или несколько) представляет собой этап, в котором производится сравнение измерительных преобразований; вычислительные преобразования – погрешности δ_{22} .
3. Схема дискретизации траектории по времени: непрерывная; дискретная – погрешность δ_{23} .
4. Схема квантования значений реализаций по уровню: без квантования (непрерывно-значный; аналоговый); с квантованием всех значений (цифровой); с квантованием части значений – погрешность δ_{24} .
5. Добавление вспомогательных сигналов – погрешность δ_{25} .
6. Преобразование по формулам оценивания – погрешность δ_{26} :
 - количество значений, используемых в качестве результата измерения одной величины (одноинтервальный – две точки) – δ_{261} ;
 - способ оценивания (параметрический, непараметрический) – δ_{262} ;
 - объем исходных данных (фиксированный или переменный) – δ_{263} ;
 - принцип реализации вычислительных операций (детерминированный, стохастический) – δ_{264} ;
 - принцип организации вычислительного процесса (формул связи текущего значения с предшествующим): одношаговый; многошаговый – δ_{265} ;
 - метод вычислений: с фиксированным числом операций; с переменным числом операций – δ_{266} ;

– вид измеряемой величины (скалярный, векторный): детерминированная, постоянная; реализация случайного элемента (байесовский) – δ_{267} ;

$$\delta_{26} = \sum_{i=1}^7 \delta_{26i}$$

– суммарная погрешность на данном этапе имеет вид:

7. Схема изменения аргумента модели в процессе усреднения: аргумент остается постоянным; аргумент изменяется по заданному закону – погрешность δ_{27} .

8. Получение конечного результата: непосредственно по исходным данным (прямой); пересчетом результатов измерения других характеристик, т. е. косвенным методом – погрешность δ_{28} .

9. Аналитическое описание результатов измерения: без аналитического описания; с аналитическим описанием – погрешности δ_{29} .

10. Учет априорных и апостериорных данных: наличие адаптации (без и при наличии) к априорным и апостериорным (первичным, вторичным) данным – погрешности δ_{210} .

Суммарная погрешность модели физической системы, которую мы заложили при построении ее математической модели в процессе эксперимента, записывается в виде

$$\delta_{2\Sigma} = \sum_{i=1}^{10} \delta_{2i}.$$

Предположим, что построена математическая модель случайного процесса, т. е. построен, например, алгоритм, связывающий выходной процесс $x(t)$ с входным процессом $y(t)$, характеристики которого заданы в виде $x(t) = \psi(y(t), \delta_{2i})$, где ψ – оператор преобразования. Наличие погрешностей δ_{2i} заставляет нас искать показатели качества алгоритма, которые являются характеристикой соответствия алгоритма его назначению, т. е. пригодность алгоритма для получения решения поставленной задачи и близость достижения цели.

Рассмотрим критерий применимости упрощенных математических моделей изучаемых динамических систем. Зададим P_1 , P_2 и P_3 . Предположим, $x = m_x + \Delta x$, где m_x – математическое ожидание x ; Δx – отклонение x от его среднего значения (m_x). В этом случае вероятность P_1 можно записать так [6]:

$$P_1 = \int_{-\infty}^a d\Delta x \int_b^{\infty} W_1(\Delta x) W_2(\delta x) d\delta x,$$

где $a = x_{\text{доп}}^B - m_x$; $b = x_{\text{доп}}^0 - m_x - \delta x$; W_1 , W_2 – плотности вероятностей Δx , δx .

Выбирая ту или иную модель M_2 , мы изменяем $W_2(\delta x)$, оставляя $W_1(\Delta x)$ неизменной. Можно показать, что при возрастании дисперсии $\sigma^2(\delta x)$ условие $P_1 = \text{const}$ выполняется, если запас $\Delta = x_{\text{доп}} - x_{\text{доп}}^0$ увеличивается. Очевидно, что существует то значение $\sigma^2(\delta x)$, при котором Δ очень велико и эффективность применения такого объекта недопустимо мала (рис. 1.18).

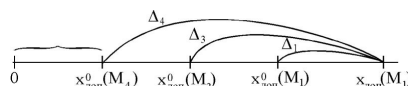


Рис. 1.18

Таким образом, переход к упрощенной модели при проведении НИР приводит к уменьшению области допустимых состояний ограничиваемого параметра x .

Задача разработчика проекта: наложить ограничения на Δ и принять ее равной Δ^* . Все модели, для которых $\Delta \leq \Delta^*$, будут допустимы для целей анализа и синтеза. Таким образом, проблема анализа риска и управления им включает в себя: построение плотностей вероятностей фактических $x_{\text{ф}} = m_x(t) + \Delta x(t)$ и измеренных (оценочных) $x_{\text{изм}} = x_{\text{ф}}(t) + \delta x(t)$ значений процессов, подлежащих контролю и ограничению. Для построения плотностей вероятностей $W_1(x_{\text{ф}})$ или $W_1(\Delta x)$, а также $W_2(x_{\text{изм}})$ или $W_2(\delta x)$ необходимы соответствующие математические модели. Построению таких моделей посвящена данная работа.

1.7.2. Модели плотностей вероятностей случайных процессов

Для расчета технического риска необходимо иметь плотность вероятностей ограничиваемых параметров, представляющих собой, как правило, случайные процессы. Для аналитического построения искомых плотностей вероятностей необходима математическая модель случайного процесса, а также внешних и внутренних возмущающих факторов. Для решаемой задачи математическая модель движения самолета представляет, в достаточно общем виде, систему нелинейных дифференциальных уравнений, на вход которой поступает белый шум [6]. При этом на выходе системы (модели) получают многомерный марковский процесс, что существенно упрощает нахождение плотностей вероятностей $W(\cdot)$ аналитическим методом. С этой целью используется математический аппарат уравнений Фоккера-Планка-Колмогорова (ФПК). Однако при размерности вектора $x(t)$ ограничиваемых параметров больше трех, решение ФПК-уравнения представляет собой трудноразрешимую задачу. В этом случае используют различные процедуры, упрощающие вычисления $W(x_i, t)$, где x_i – процесс, подлежащий контролю, ограничению и прогнозированию, т. е. вычислению $x_i(t + \Delta t)$, где $\Delta t > 0$, а также моделированию его с помощью известных технических средств.

Пусть задана техническая система (объект), на выходе которой возможна регистрация процесса $x_i = z(t)$. Требуется построить математическую модель процесса $z(t)$. Пусть поставлен эксперимент, в котором измерены значения $z(t)$ с погрешностями $\delta_{2\Sigma}$, в результате получено $z(t) = z_{\text{ф}} + \delta_{2\Sigma}$, где $z_{\text{ф}}$ – фактическое значение $z(t)$; для $z(t)$ построены одномерная плотность распределения $\omega(z)$ и корреляционная функция $B_z(\tau)$. Построение математической модели процесса $z(t)$ осуществляется в три этапа.

На первом этапе производится аппроксимация одномерной плотности распределения $\omega(z)$ изучаемого процесса $z(t)$ плотностью S-распределения Джонсона [19, 20]. При этом исключаются из рассмотрения те процессы, которые не могут быть аппроксимированы указанным образом. Поскольку класс плотностей S-распределения Джонсона образован тремя семействами (S_B , S_U и S_L -распределения), то аппроксимация распределений $\omega(z)$ заключается в выборе соответствующего семейства плотностей S-распределения и в определении его параметров. Процедура такой аппроксимации описана в работе [6]. Следует только добавить, что исходной информацией для аппроксимации являются первые четыре момента распределения процесса $z(t)$, которые, в общем случае, следует предварительно вычислить. Для

некоторых видов плотности распределения $\omega(z)$ эти моменты указаны в справочной литературе. После того, как для $\omega(z)$ определено соответствующее S-распределение, для построения математической модели искомого процесса $z(t)$ необходимо описать нормированный гауссовский процесс $y(t)$ и подвергнуть его нелинейному преобразованию Джонсона. Указанное преобразование будет иметь вид

$$\psi_1(y(t)) = \frac{\exp\left[\frac{y(t) - \gamma}{\eta}\right]}{1 + \exp\left[\frac{y(t) - \gamma}{\eta}\right]} + \varepsilon, \quad (1.10)$$

если плотность $\omega(z)$ представима в виде плотности S_B -распределения Джонсона;

$$\psi_2(y(t)) = \frac{\lambda}{2} \left[\exp\left(\frac{y(t) - \gamma}{\eta}\right) - \exp\left(-\frac{y(t) - \gamma}{\eta}\right) \right] + \varepsilon; \quad (1.11)$$

если плотность $\omega(z)$ представима в виде плотности S_U -распределения Джонсона;

$$\psi_3(y(t)) = \lambda \exp\left(\frac{y(t) - \gamma}{\eta}\right) + \varepsilon, \quad (1.12)$$

если плотность $\omega(z)$ представима в виде плотности S_L -распределения Джонсона.

Входящие в выражения (1.10)–(1.12) параметры λ , γ , η и ε являются параметрами, соответствующими S-распределению Джонсона. Таким образом,

$$z(t) = \psi_j(y(t)), \quad (1.13)$$

где $1 \leq j \leq 3$ в зависимости от вида плотности S-распределения Джонсона, аппроксимирующей заданную плотность $\omega(z)$.

Для того, чтобы случайный процесс $z(t)$ имел заданную корреляционную функцию $B_z(\tau)$, необходимо подобрать соответствующую функцию (обозначим ее $\rho_y(\tau)$) нормированному гауссовскому процессу $y(t)$, подвергаемому нелинейному преобразованию $\psi_j(\cdot)$ ($1 \leq j \leq 3$). Поэтому на втором этапе проводится расчет корреляционной функции $\rho_y(r)$, который осуществляется по формуле

$$B_z(\tau) = \sum_{n=0}^{\infty} c_n^2 \frac{\rho_y^n(\tau)}{n!}, \quad (1.14)$$

где

$$c_n = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\infty} \psi_j(y) H_n(y) e^{-y^2/2} dy, \quad 1 \leq j \leq 3,$$

H_n – полином Эрмита n -й степени. Расчет заключается в получении набора значений $\rho_y(\tau_i)$ ($i = \overline{1, m}$) корреляционной функции случайного процесса $y(t)$, соответствующих выбранным значениям τ_i ее аргумента и удовлетворяющих (1.14). При проведении конкретных расчетов ряд, стоящий в правой части этого равенства, необходимо ограничить несколькими первыми членами; количество оставленных членов должно быть таким, чтобы обеспечивалась требуемая точность выдерживания указанного равенства.

На третьем этапе осуществляется представление случайного процесса $y(t)$ в виде компонент двумерного линейного марковского процесса. При этом полученные на предыдущем этапе значения корреляционной функции $\rho_y(\tau)$ процесса $y(t)$ сглаживаются выражением

$$\rho_y(\tau) = e^{-h|\tau|}(\cos \omega \tau + \beta \sin \omega |\tau|). \quad (1.15)$$

Обеспечение хорошей точности сглаживания позволяет, используя приведенную в [6, 18, 44, 47, 71, 74, 75] методику, представить случайный процесс $y(t)$ в виде линейного двумерного марковского процесса $(y_1(t), y_2(t))$, порождаемого следующей системой стохастических дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \dot{y}_1(t) = y_2(t) + \sqrt{2(h - \beta\omega)}\xi(t), \\ \dot{y}_2(t) = -(h^2 + \omega^2)y_1(t) - 2hy_2(t) + \\ + [\sqrt{2(h + \beta\omega)(h^2 + \omega^2)} - 2h\sqrt{2(h - \beta\omega)}]\xi(t), \end{cases} \quad (1.16)$$

где $\xi(t)$ – гауссовский белый шум с нулевым математическим ожиданием и дельтаобразной корреляционной функцией.

Отметим, что часто встречающиеся на практике корреляционные функции вида

$$e^{-h|\tau|} \left(\cos \omega \tau + \frac{h}{\omega} \sin \omega |\tau| \right); \quad e^{-h|\tau|}(1 + c|\tau|); \quad e^{-h|\tau|} \cos \omega \tau; \quad e^{-h|\tau|}, \quad (1.17)$$

представляют собой частные случаи корреляционной функции (1.15), следовательно, процесс $y(t)$, корреляционная функция которого принадлежит семейству (1.17), может быть представлен в виде компоненты $y_1(t)$ марковского процесса (1.16) после его соответствующего упрощения.

Таким образом, генерация стационарного процесса $z(t)$ с заданными одномерной плотностью распределения $\omega(z)$ и корреляционной функцией $B_z(\tau)$ может быть осуществлена путем генерации двумерного линейного марковского процесса $(y_1(t), y_2(t))$, описываемого системой уравнений (1.15), и последующего преобразования с помощью соотношения (1.13) компоненты $y_1(t)$ данного процесса, которое необходимо проводить после установления ее стационарности. При этом двумерный марковский процесс $(y_1(t), y_2(t))$ может быть получен, например, как выходной процесс с формирующего фильтра [69], возбуждаемого белым шумом с указанными статистическими характеристиками и построенного в соответствии с системой (1.16).

1.8. Цели и задачи работы

Оправдывает ли себя в эксплуатации тот или иной ЛА, окупятся ли расходы разработки, изготовления и эксплуатации тех или иных новых систем бортового оборудования или новых конструкций планера и двигателя? Технологии их изготовления (рис. 1.19) зависят от соотношения прибыли и потерь при эксплуатации, характеризуемые вероятностями P_1 и $P = (P_2, P_3, P_4)$. При анализе P_1 и P необходимо учитывать целевое назначение ЛА в силу различия, например, спортивных самолетов от самолетов гражданской авиации, для которых, в отличие от первых решающее значение имеет место выход параметров траектории полета в критическую область.

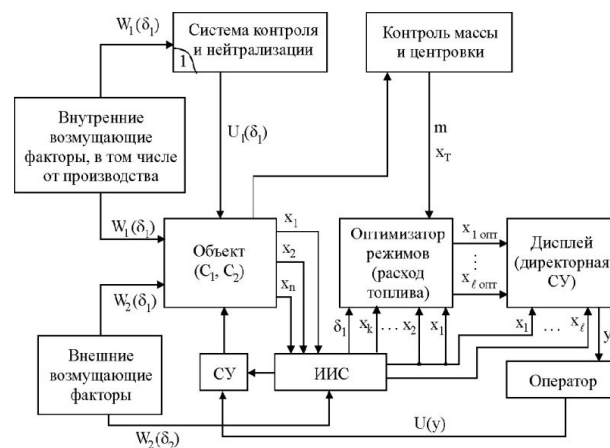


Рис. 1.19. (Здесь 1 – система встроенного контроля бортового оборудования; $y = (x_{1 \text{ опт}}, \dots, x_{l \text{ опт}}, x_1, \dots, x_p, \delta_{11}, \dots, \delta_{1\alpha})$, $W_2(\delta_2)$ – внешние возмущающие факторы, в том числе от аэродромных средств посадки, управления воздушным движением, состояния атмосферы, СУ – система управления, ИИС – информационно-измерительная система)

Согласно сказанному выше, имеет место несколько групп параметров траектории полета, которые при эксплуатации ЛА подлежат контролю и управлению. Одна из групп А принадлежит области G_1 оптимальных значений. Как правило, G_1 узкая, а параметры, принадлежащие G_1 , должны измеряться и выдерживаться с высокой точностью. Вторая группа В должна принадлежать области G_2 (достаточно большой) допустимых значений. Выход параметров В из области G_2 связан с потерями техники, в том числе с ее восстановлением.

Параметры, принадлежащие А и В при эксплуатации ЛА, подлежат контролю и управлению. Кроме управляющих воздействий они изменяются под действием возмущающих факторов внутреннего и внешнего происхождения, которые обуславливают их выход из G_1 и G_2 и соответствующие потери. Как правило, указанные факторы не поддаются контролю или неконтролируемы по каким-либо причинам. Как только тот или иной возмущающий фактор начинают контролировать с помощью бортового оборудования, он переходит в разряд параметров состояния ЛА. Среди таких параметров можно рассматривать массу m и центровку x_T ЛА.

Некоторые возмущающие факторы, например, параметры восходящих потоков, сдвиг ветра, мы можем только контролировать. Среди внутренних возмущающих факторов выделим следующие (рис. 1.19):

1) технологические факторы производства планера и двигателя, которые обуславливают некоторые колебания аэродинамических характеристик планера на величину $\Delta Y, \Delta X$,

ΔM , где Y , X , M – подъемная сила, сопротивление и момент ЛА соответственно, а также колебания газодинамических характеристик двигателя на величину ΔP , где P – тяга двигателя, которые обозначим C_1 , C_2 , C_3 , C_4 соответственно;

2) погрешности систем контроля δ_1 и управления, которые обуславливают отклонения

параметров состояния ЛА от заданных значений на величину Δx_i ($i = \overline{1, n}$);

3) погрешности систем оптимизации, обусловленные влиянием Δx_i , отклонениями фактических параметров траектории $(x_{\phi})_i$ от их оптимальных значений $(x_{opt})_i$, т. е. $\Delta x_i = (x_{\phi})_i - (x_{opt})_i$, а также собственно их методическими и инструментальными погрешностями.

Задача состоит в разработке таких математических моделей, которые описывают по возможности всю совокупность параметров x и возмущающих факторов, влияющих на плот-

ность вероятностей $W(x, \delta)$, служащей для расчета вероятностей P_i ($i = \overline{1, 4}$). Отметим, что как только подсчитаны вероятности P_i , им с достаточной степенью приближения можно поставить соответствующие частоты рассматриваемых событий и для данного класса ЛА в данных условиях его эксплуатации (стоимость одного рейса, прибыль от этого рейса) можно подсчитать потери и прибыль (в стоимостном выражении) от совокупности рейсов (например, 10^9) и оценить целесообразность (окупаемость) установки тех или иных новых систем повышения регулярности, безопасности, экономичности, в том числе расхода топлива.

Согласно сказанного выше, цели и задачи количественного анализа технического риска включают в себя

- построение математических моделей погрешностей функционирования оптимизатора расхода топлива ЛА, производства планера ЛА, вычислителя массы и центровки ЛА, измерителя скоростей полета и тяги несущего винта вертолета;

- построение с помощью математических моделей погрешностей, возникающих на всех этапах создания и эксплуатации ЛА, искомых плотностей вероятностей $W(x, \delta)$;

- вычисление количественных показателей технического риска

$$P_i = \iint_{\Omega_i} W(x, \delta) d\Omega_i \quad (i = \overline{1, 4})$$

с использованием полученных плотностей вероятностей $W(x, \delta)$;

- расчет потерь и прибыли по известным количественным показателям технического риска.

Указанным целям и задачам и посвящена данная работа. Методический подход достижения цели и решения задач иллюстрируется на ряде новых систем контроля, алгоритмов оптимизации на материалах расчетов $W(x, \delta)$ и летных испытаний систем.

Глава 2. Математическая модель погрешностей функционирования оптимизатора расхода топлива ЛА

2.1. Методы и средства минимизации потерь расхода топлива ЛА

2.1.1. Уровни минимизации потерь

В процессе жизнедеятельности человек постоянно сталкивается с неоправданными потерями, связанными с расходом энергетических ресурсов в различных областях. Наиболее сложной в плане управления расходования энергоресурсов, формирования оптимальных или экономичных режимов функционирования является авиация (самолеты и вертолеты).

В историческом плане развитие авиации связано с увеличением грузооборота, что, в свою очередь, привело к увеличению расходов топлива. При этом возросла роль экономических режимов и траекторий полета, что обусловило необходимость развития методов и средств ручного, полуавтоматического и автоматического поддержания экономических режимов полета.

Отклонение от экономических режимов полета обуславливает потери инвестора, а, следовательно, его риск. Такой риск существовал всегда, так как полеты и раньше совершались не по оптимальным траекториям с соответствующими потерями. Другое дело, что потери эти были малые, и потому проведение НИОКР (научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ) по созданию средств, обеспечивающих минимальные расходы, и их реализация были невыгодны. Как только был обнаружен факт больших потерь из-за расхода топлива, началась разработка различных методов и бортовых технических средств для минимизации расхода топлива и в итоге минимизации технического риска.

Сложность проблемы минимизации технического риска обусловлена наличием человека (экипажа) в ЛА. При этом в процессе минимизации риска необходимо анализировать и оценивать влияние

- 1) свойств и параметров объекта, влияющих на выполнение поставленной цели;
- 2) оператора (человека), информационно-измерительной системы, системы управления.
- 3) внутренних возмущающих факторов, включая работу системы встроенного контроля бортового оборудования;
- 4) системы оптимизации режимов пилотирования и необходимый объем контролиру-

емых параметров состояния X_i ($i = \overline{1, n}$) при ее построении;

- 5) внешних возмущающих факторов.

Для оценки влияния указанных факторов на технический риск необходимы математические модели объекта контроля и управления, процедур оптимизации, систем контроля и управления.

На начальном (первом) этапе разработка методов и средств снижения себестоимости авиаперевозок, как правило, сводилась к выдерживанию расчетной или оптимальной скоро-

сти полета. Рекомендации по выбору экономичного режима полета при этом условии просты и легко выполнимы для экипажей: в полете должны выдерживаться расчетные высоты, зависящие от веса самолета, и скорость (число Маха) полета, близкие к максимально допустимым величинам в данных условиях независимо от скорости ветра и небольших вариаций цены топлива, центровки самолета.

В случае выполнения полета в режиме минимальных километровых расходов топлива (максимальная дальность) задача определения экономичных высот и скоростей полета сложнее, но также допустима для решения экипажами самолетов в реальных условиях выполнения предполетной подготовки и полета. Вследствие усложнения задачи выбора оптимальных режимов полета достаточно точное ее решение становится не по силам экипажам самолетов в условиях полета. Однако ошибки в выдерживании параметров траектории полета на расчетном уровне приводят к существенным экономическим потерям. Так, например, ошибка в 0,01 от числа Маха (M) на крейсерском этапе полета самолета типа ТУ-154 приводит к потерям топлива от 1 до 3 %. Это обстоятельство обусловило необходимость создания бортовых систем и средств оптимизации режимов пилотирования.

Проблема разработки методов и средств минимизации расхода топлива решается при различных начальных условиях – уровнях состояния техники, которым соответствуют различные величины показателей технического риска.

Для первого уровня максимальная величина технического риска связана с разработкой алгоритмов управления одним параметром для эксплуатируемых самолетов, двигателей и бортового оборудования.

На втором уровне величина технического риска уменьшается за счет создания нового комплекса бортового оборудования, например, системы оптимизации расхода топлива, включая разработку и внедрение новых систем таких, как системы контроля массы и положения центра тяжести. При этом самолет, двигатель и процессы их производства осуществляются согласно существующим методам, т. е. заданы.

На третьем уровне минимизации технического риска в качестве исходного задан двигатель, создается конструкция самолета и бортовое оборудование согласно концепции минимизации этого риска. Рассмотрим кратко, как это можно осуществить.

Предположим, на этапе ОКР для идеально исполненных с позиции минимальных погрешностей обводов несущих поверхностей δ_1 и бортового оборудования δ_2 получена $P(Z)$. В процессе серийного производства δ_1 и δ_2 будут изменяться и, как правило, в худшую сторону, что приведет к увеличению $P(Z)$. Мы имеем возможность изменять δ_1 , δ_2 в сторону уменьшения с соответствующим повышением стоимости самолета. При этом нас интересует задача минимизации расходов, а, следовательно, и технического риска. Решение задачи перераспределения, например, погрешности измерения числа M (т. е. погрешности δ_2) и погрешности производства δ_1 путем увеличения последней и уменьшением первой, предлагается производить так, чтобы вероятность $P(Z)$ была постоянной величиной.

На четвертом уровне минимизации технического риска осуществляется проектирование самолета в целом как системы (комплексно). На пятом уровне минимизация осуществляется путем проектирования комплекса, включающего не только собственно системы: самолет, двигатель, бортовое оборудование, но и производство, а также системы наземного сопровождения полетов.

Каждый уровень характеризуется своей величиной финансовых вложений ОКР, которая достигает наибольшей величины на последнем, пятом, уровне. Это значит, что не для каждого класса самолетов с его экономической отдачей следует осуществлять минимизацию технического риска пятого уровня.

2.1.2. Режим директорного управления

При отсутствии СОРП на ЛА для определения оптимальных параметров движения можно использовать номограммы оптимизации скорости полета в зависимости от высоты полета, текущего веса, скорости ветра и коэффициента стоимости (рис. 2.1, 2.2). Значительную экономию топлива можно получить при существующих характеристиках самолетов и метеорологической информации без использования сложных систем управления полетом. Для этого членам летных экипажей самолетов необходимо изучить «ручные» методы экономии топлива, т. е. экономию топлива при планировании и выполнении полета по маршруту.

Одна из простейших номограмм приведена на рис. 2.1. Принцип ее применения легко понять, используя показанную на ней схему. Эта номограмма предназначена для выбора режимов полета, оптимальных по расходу топлива, без учета других составляющих расходов. Эта номограмма была проверена на самолете Ил-62 и Ил-62М. На рис. 2.2 представлена номограмма, позволяющая находить оптимальные режимы полета с учетом коэффициента стоимости для самолета Ил-62М. Порядок работы с номограммой следующий.

Для заданного полетного веса и выбранной высоты полета по графику в правом верхнем углу номограммы определяется величина приведенного веса. Например, для $G = 150$ т и $H = 9,6$ км получим $G_{пр} = 540$ т. Интерполируем точки пересечения кривых удельного расхода топлива q для приведенных весов 500 и 550 т, с помощью пунктирных линий находим точку исходного значения удельного расхода топлива q_0 . По этой точке и линии полетного веса $G = 150$ т в левом верхнем квадранте номограммы и кривой коэффициента стоимости (например, $J = 2$) в левом нижнем квадранте находим значение условного ветра (-225 км/час), как показано стрелками на ключе номограммы. Найденную условную величину ветра складываем с действительным ветром, например, $W = -100$ км/час. По суммарному ветру $W_{\Sigma} = -325$ км/час и кривой для $G_{пр} = 540$ т в правом нижнем углу номограммы находим рекомендуемое число $M = 0,778$, как показано на ключе номограммы.

Конец ознакомительного фрагмента.

Текст предоставлен ООО «ЛитРес».

Прочитайте эту книгу целиком, [купив полную легальную версию](#) на ЛитРес.

Безопасно оплатить книгу можно банковской картой Visa, MasterCard, Maestro, со счета мобильного телефона, с платежного терминала, в салоне МТС или Связной, через PayPal, WebMoney, Яндекс.Деньги, QIWI Кошелек, бонусными картами или другим удобным Вам способом.