

## Глава III

# ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОМ И ДИРЕКТОРНОМ УПРАВЛЕНИИ САМОЛЕТОМ В СЛУЧАЕ ОТКАЗА САУ

---

### 3.1. НЕОБХОДИМОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ СПЕЦИАЛЬНЫХ МЕР ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА

Безопасность полета самолета характеризуется выполнением полета без *летного происшествия*, под которым понимают событие, влекущее за собой тяжелые последствия.

Безопасность полета обеспечивается комплексом организационно-эксплуатационных мероприятий и конструктивно-технических решений.

К первым относятся: правильная постановка командно-диспетчерской службы, строгое выполнение инструкций по технике пилотирования, организация учебно-тренировочной работы с экипажами самолетов, профилактический осмотр их физиологического состояния перед полетом и т. д.

Ко вторым относятся: создание самолета с определенным запасом прочности, применение избыточного количества энергетических установок, пилотажно-навигационных систем и т. д. Однако в данной книге вопрос обеспечения безопасности полета ограничен только рассмотрением влияния на безопасность полета нарушений нормального функционирования САУ в предположении абсолютной надежности как самого самолета, так и его оборудования, за исключением САУ. В дальнейшем для краткости будем применять термин «безопасность полета», понимая под ним безопасность только в этом узком смысле слова.

При исследовании вопросов безопасности полета самолета при автоматическом и директорном его пилотировании следует иметь в виду, что наличие на борту самолета САУ ни в коей мере не исключает летчика из контура управления. Он постоянно осуществляет оперативное управление САУ и контроль за правильностью ее работы. Очень важен тот факт, что летчик при

отказе САУ путем своевременного вмешательства в процесс управления может обеспечить безопасность полета.

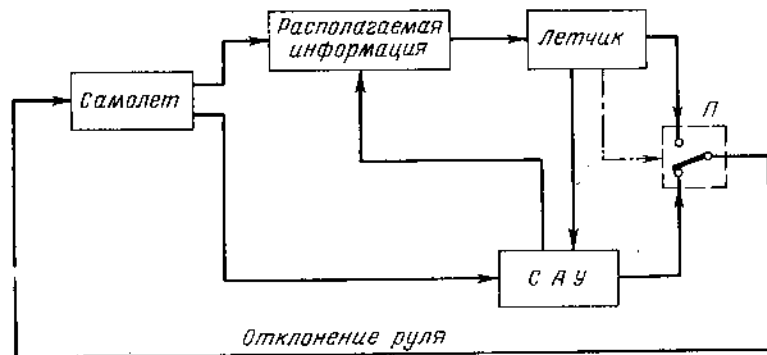


Рис. 3.1. Обобщенная структура системы «самолет — САУ — летчик»: П — переключатель

Следовательно, при рассмотрении вопросов безопасности полета всегда имеем дело со сложной системой «самолет — САУ — летчик», обобщенная структура которой приведена на рис. 3.1.

### Общие соображения. Основные понятия и определения

В общем случае безопасность полета можно определить как свойство системы «самолет — САУ — летчик» осуществлять полет без летного происшествия при всех реальных условиях нормальной эксплуатации самолета, САУ и работы экипажа.

Однако при проектировании, испытаниях и сравнении различных САУ нецелесообразно пользоваться понятием летного происшествия, поскольку оно связано с фактом нарушения целостности самолета. Поэтому при разработке САУ в качестве исходного критерия безопасности следует использовать понятие аварийного положения, являющегося прямой предпосылкой к летному происшествию.

Аварийным положением самолета будем называть такое сочетание параметров его движения, при котором хотя бы один из них превысил свое предельно-допустимое эксплуатационное значение.

Аварийное положение не эквивалентно летному происшествию и связано с ним вероятностной зависимостью. Для безопасности полета система «самолет — САУ — летчик» должна функционировать так, чтобы при всех реальных условиях эксплуатации самолета, САУ и работы экипажа параметры движения самолета не превышали свои предельно-допустимые эксплуата-

ционные значения. При анализе работы системы целесообразно все параметры движения самолета, определяющиеся эксплуатационно-пилотажными характеристиками самолета и особенностями выполняемого самолетом этапа полета, разбить на две группы: к первой группе следует отнести параметры, предельно-допустимые значения которых обусловлены аэродинамическими и прочностными характеристиками самолета, а ко второй — параметры, предельно-допустимые значения которых определяются специфическими требованиями к выполнению заданных маневров, в частности, допустимыми точностными характеристиками выполнения маневра.

Очевидно, независимо от специфических требований к выполнению определенных режимов полета параметры первой группы ограничиваются всегда, поскольку они определяют саму возможность полета самолета или целостность его конструкции. Однако это обстоятельство ни в коей мере не уменьшает важности параметров второй группы.

В рассматриваемой постановке задачи о безопасности полета превышение параметрами движения самолета своих предельно-допустимых значений является следствием отказов САУ. В теории надежности (см. [12]) под отказом изделия понимается событие, после наступления которого основные параметры изделия выходят за пределы допусков, оговоренных техническими условиями.

Отказы САУ, как и отказы любого изделия, подразделяются на постепенные и внезапные [12]. Постепенные отказы САУ устраняются в процессе ее эксплуатации (соблюдение инструкций по эксплуатации, регулярный технический осмотр и контроль САУ перед полетом, регулярное проведение регламентных работ и т. д.) и потому при количественной оценке безопасности полета во внимание могут не приниматься. Внезапные же отказы САУ являются непредсказуемыми, случайными событиями.

В теории надежности за основную количественную характеристику надежности системы или элемента, независимо от структуры, принимается вероятность их безотказной работы в течение заданного времени  $t$  в определенных условиях эксплуатации, т. е. вероятность того, что время  $T$  безотказной работы элемента или системы будет больше заданного  $t$ :

$$P(t) = P(T > t). \quad (3.1)$$

Второй основной характеристикой является вероятность отказа элемента (системы) в течение заданного времени в определенных условиях:

$$Q(t) = P(T \leq t). \quad (3.2)$$

Понятия «вероятность безотказной работы» и «вероятность отказа» всегда относятся к какому-либо определенному периоду

времени работы элемента (системы) и связаны между собой зависимостью вида

$$P(t) + Q(t) = 1. \quad (3.3)$$

Из выражения (3.2) очевидно, что вероятность отказа является интегральной функцией распределения  $F(t)$  времени работы до момента отказа элемента (САУ). Производная от интегральной функции распределения есть плотность распределения  $f(t)$  времени работы  $T$  элемента (САУ) до момента отказа:

$$f(t) = \frac{dF}{dt} = \frac{dQ(t)}{dt} = Q'(t). \quad (3.4)$$

Воспользовавшись формулой (3.3), получим

$$f(t) = -\frac{dP(t)}{dt} = -P'(t). \quad (3.5)$$

В теории надежности величину  $f(t)$  называют частотой отказов элемента (системы). Величина  $f(t)dt$  характеризует вероятность отказа элемента (системы), взятого наугад из множества идентичных элементов за интервал времени  $(t, t+dt)$ , при этом неизвестно, исправен этот элемент в момент времени  $t$  (т. е. к началу интервала) или отказал.

Между частотой отказов, вероятностью безотказной работы и вероятностью отказов при любом законе распределения времени безотказной работы существуют однозначные зависимости вида

$$Q(t) = \int_0^t f(t) dt; \quad (3.6)$$

$$P(t) = 1 - \int_0^t f(t) dt. \quad (3.7)$$

Условная вероятность отказа элемента (системы) в интервале времени  $(t, t+dt)$ , найденная в предположении, что он безотказно проработал время  $(0, t)$ , выражается как

$$z = \lambda(t) dt, \quad (3.8)$$

где характеристика  $\lambda(t)$  называется интенсивностью отказов. В отличие от величины  $f(t)dt$  величина  $z$  характеризует вероятность отказа за интервал времени  $(t, t+dt)$  элемента (системы) из множества идентичных элементов, оставшихся работоспособными к моменту времени  $t$ .

При использовании интенсивности отказов в каждый данный момент времени рассматриваются лишь работоспособные элементы, а отказавшие исключаются из рассмотрения.

Для того чтобы отказ элемента (системы) имел место в интервале времени  $(t, t+dt)$ , элемент (система) должен исправно проработать отрезок времени  $(0, t)$ . Поэтому вероятность  $dQ(t)$  отказа элемента за время  $(t, t+dt)$  согласно правилу умножения вероятностей будет

$$dQ(t) = -dP(t) = P(t)z = f(t) dt, \quad (3.9)$$

откуда с учетом (3.8) имеем

$$\lambda(t) = -\frac{P'(t)}{P(t)} \quad (3.10)$$

или

$$P(t) = e^{-\int_0^t \lambda(t) dt}. \quad (3.11)$$

Полученное выражение показывает, что для вычисления вероятности безотказной работы системы (элемента) за время  $(0, t)$  нужно измерить площадь  $S$  под кривой  $\lambda(t)$ , численно равную

$$s = \int_0^t \lambda(t) dt,$$

и затем найти по таблице показательной функции величину

$$P(t) = e^{-s}.$$

На основании (3.4), (3.10) и (3.11) получим, что

$$\lambda(t) = \frac{f(t)}{P(t)} \quad (3.12)$$

или

$$f(t) = \lambda(t) e^{-\int_0^t \lambda(t) dt}. \quad (3.13)$$

Еще одной употребительной характеристикой надежности является среднее время исправной работы  $T_{cp}$ , представляющее собой математическое ожидание времени безотказной работы. Связь этой характеристики с вероятностью безотказной работы выражается формулой

$$T_{cp} = \int_0^{\infty} P(t) dt. \quad (3.14)$$

В случае

$$\lambda(t) = \text{const} = \lambda \quad (3.15)$$

получим

$$P(t) = e^{-\lambda t} = 1 - Q(t); \quad (3.16)$$

$$f(t) = \lambda e^{-\lambda t}; \quad (3.17)$$

$$T_{cp} = \frac{1}{\lambda}. \quad (3.18)$$

Выражение (3.16) получило название экспоненциального закона распределения времени возникновения отказов, или экспоненциального закона надежности.

Экспоненциальный закон надежности справедлив для случая так называемого простейшего потока отказов элементов системы, когда элементы системы работают одновременно, их отказы имеют мгновенный характер, отказ любого одного элемента ведет к отказу всей системы, старение элементов отсутствует и процесс эксплуатации стабилизирован (период приработки закончен).

Нерезервированная САУ и ее части представляют собой основное соединение элементов, т. е. такое соединение, при котором отказ любого одного элемента ведет к отказу всего соединения, хотя схемно элементы соединения могут быть связаны как последовательно, так и параллельно. При расчете надежности основного соединения элементов предполагается, что поток внешних отказов такого соединения является простейшим. Следовательно, если предположить, что отказы отдельных элементов соединения независимы, то вероятность безотказной работы соединения  $P_c$  выразится через вероятность исправной работы отдельных его элементов  $p_i$  следующим образом:

$$P_c = \prod_{i=1}^N p_i. \quad (3.19)$$

Тогда расчет надежности при основном соединении элементов сведется к вычислению суммарной интенсивности отказа соединения  $\lambda_c$  через интенсивности отказов отдельных его элементов  $\lambda_i$ :

$$\lambda_c = \sum_{i=1}^N \lambda_i, \quad (3.20)$$

где  $N$  — число элементов соединения, причем для системы остаются справедливыми выражения (3.18) и (3.19).

Интенсивность отказа элементов зависит от их типа, режима работы, окружающей среды и ряда других факторов. Все данные об этих факторах, о способах их учета и величинах интенсивностей отказа опубликованы в специальных литературных источниках [12].

В резервированной системе интенсивность отказа не является величиной постоянной, а представляет собой функцию времени. Однако интенсивность отказа отдельных частей резервированной системы, в которых имеются основные соединения элементов, является величиной постоянной. В связи с этим наиболее удобной характеристикой резервированной системы является вероятность ее безотказной работы или вероятность отказа. Эти характеристики достаточно просто вычисляются через интенсивности отказов, составляющих систему элементов.

Итак, за количественный критерий безопасности полета примем *уровень безопасности полета* —  $P_{без}$ , представляющий собой вероятность того, что при нормальных условиях эксплуатации САУ и работы экипажа не будет иметь место аварийное положение самолета, вызванное отказом САУ. Вероятность противоположного события назовем *уровнем риска управления*  $Q_{без}$  самолетом посредством САУ. Уровни безопасности полета и риска управления связаны между собой соотношением

$$P_{без} + Q_{без} = 1. \quad (3.21)$$

Из рис. 3.1 легко видеть, что любой полет самолета может быть успешно завершён в аэропорте назначения или на запасном аэродроме с помощью САУ или летчиком с помощью средств, исключающих САУ. В соответствии с теоремой о вероятности суммы несовместных событий уровень безопасности полета определится следующим выражением:

$$P_{без} = P_{без}^{САУ} + P_{без}^{\lambda}, \quad (3.22)$$

где  $P_{без}^{САУ}$  и  $P_{без}^{\lambda}$  — вероятность того, что в течение полета не имело место аварийное положение и полет завершился с помощью САУ или с помощью средств, исключающих САУ, соответственно. Если через  $p_{c ij}$  обозначить вероятность отсутствия  $j$ -го отказа САУ на  $i$ -м режиме полета, то в соответствии с известной теоремой о вероятности произведения независимых событий будем иметь

$$P_{без}^{САУ} = \prod_{(i)} \left( \prod_{(j)} p_{c ij} \right). \quad (3.23)$$

Далее предположим, что в САУ имеется только один  $i$ -й режим работы, на котором возможен только один  $j$ -й отказ САУ. Тогда завершению полета с помощью средств, исключающих САУ, будет соответствовать последовательность следующих событий: отказ САУ, предотвращение летчиком аварийного положения и переход на ручное управление полетом по дополнительным средствам информации, отсутствие ошибок при управлении с по-

мощью дополнительных средств информации. В этом случае вероятность  $P_{\text{без } ij}^a$  определится следующим выражением:

$$P_{\text{без } ij}^a = q_{c ij} p_{n ij} p_{n ij} p_{n ij}, \quad (3.24)$$

где  $q_{c ij} = 1 - p_{c ij}$  — вероятность  $j$ -го отказа САУ на  $i$ -м режиме полета;

$p_{n ij}$  — вероятность предотвращения летчиком аварийного положения при условии возникновения  $j$ -го отказа САУ на  $i$ -м режиме полета;

$p_{n ij}$  — вероятность того, что в распоряжении летчика имеется дополнительная информация, с помощью которой возможно продолжение полета на  $j$ -м режиме полета при  $i$ -м отказе САУ;

$p_{n ij}$  — вероятность отсутствия ошибок при управлении с помощью дополнительных средств информации при условии предотвращения аварийного положения вследствие  $j$ -го отказа САУ на  $i$ -м режиме полета.

При рассмотрении всей совокупности возможных отказов и режимов работы САУ нетрудно перейти от выражения (3.24) к соотношению

$$P_{\text{без}}^a = \sum_{(i)} \sum_{(j)} P_{\text{без } ij}^a \quad (3.25)$$

Тогда с учетом (3.23) — (3.25) и (3.22) будем иметь

$$P_{\text{без}} = \prod_{(i)} \left( \prod_{(j)} p_{c ij} \right) + \sum_{(i)} \sum_{(j)} q_{c ij} p_{n ij} p_{n ij} p_{n ij}, \quad (3.26)$$

$$Q_{\text{без}} = \sum_{(i)} \sum_{(j)} [q_{c ij} (q_{n ij} + p_{n ij} q_{n ij} + p_{n ij} p_{n ij} q_{n ij})]. \quad (3.27)$$

Таким образом, между безопасностью полета и надежностью САУ имеет место причинная связь, которая иллюстрируется формулами (3.26) и (3.27), выражающими количественные критерии безопасности через характеристики надежности САУ. В связи с этим легко видеть, что понятие «безопасность» полета является более широким, чем надежность, оно включает в себя не только возможность отказа САУ, но также целый ряд других факторов: возможность предотвращения летчиком аварийного положения, определяемую как быстротой реакции самого летчика, так и качеством и своевременностью информации об отказе САУ, дополнительную информацию для управления полетом по другим, исключаяющим САУ средствам, определяемую как надежностью работы средств дополнительной информации, так и погодными условиями, возможность ошибок летчика при управле-

нии с помощью дополнительных средств информации, определяемую, в частности, квалификацией летчика. И только в частном случае, если при любом отказе САУ неизбежно аварийное положение, что соответствует выполнению соотношений  $p_{n ij} = 0$  и  $q_{n ij} = 1$  в формулах (3.26) и (3.27), понятие безопасности полета становится эквивалентным понятию надежности САУ.

### Классификация отказов САУ

*Опасным* на данном режиме полета назовем такой отказ САУ, возникновение которого влечет за собой аварийное положение самолета несмотря на вмешательство летчика в процесс управления.

Отказ САУ будем считать *потенциально опасным*, если летчик своим вмешательством предотвращает аварийное положение, которое неизбежно наступило бы без его вмешательства.

Отказ САУ, возникновение которого не влечет за собой аварийного положения и, следовательно, не требует вмешательства летчика в процесс управления, назовем *неопасным*. При рассмотрении вопросов безопасности будем принимать во внимание только опасные и потенциально опасные отказы САУ.

Вопрос о том, является ли данный отказ опасным или нет, определяется конкретными требованиями к режиму полета, и поэтому один и тот же отказ САУ может быть опасным на одном режиме полета и потенциально опасным — на другом. В качестве критерия для классификации отказов используем величину реакции системы «самолет — САУ — летчик» на отказ САУ.

Под реакцией системы «самолет — САУ — летчик» на отказ САУ или сокращенно — под *реакцией системы на отказ* будем понимать вызванный отказом САУ процесс отклонения параметров движения самолета от их исходных значений, т. е. от тех, которые имели бы место при отсутствии отказа. Реакция системы на отказ по обобщенному параметру  $x_i$  изображена на рис. 3.2.

Величину реакции системы на отказ по конкретному параметру движения самолета будем оценивать величиной отклонения этого параметра от его исходного значения ( $x_{i \text{ п.с.о}}$  на рис. 3.2).

Характерными временными моментами реакции являются:

—  $t_0$  — момент возникновения отказа;

—  $t_{\text{п}}$  — момент проявления, или обнаружения отказа;

—  $t_{\text{в}}$  — момент отключения отказавшей САУ и включения летчика в процесс управления полетом.

В реальном полете зафиксировать момент возникновения отказа САУ чрезвычайно трудно, поэтому гораздо большее значение имеет момент проявления, или обнаружения отказа  $t_{\text{п}}$ .

Указанные характерные моменты делят время реакции системы на отказ на ряд периодов (рис. 3.2):

— скрытый период длительностью

$$\Delta t_{\text{скр}} = t_{\text{п}} - t_0;$$

— период проявления отказа длительностью

$$\Delta t_{\text{пр}} = t_{\text{в}} - t_{\text{п}};$$

— период ликвидации последствий отказа, наступающий после момента  $t_{\text{в}}$  и продолжающийся до вывода самолета в безопасный режим полета.

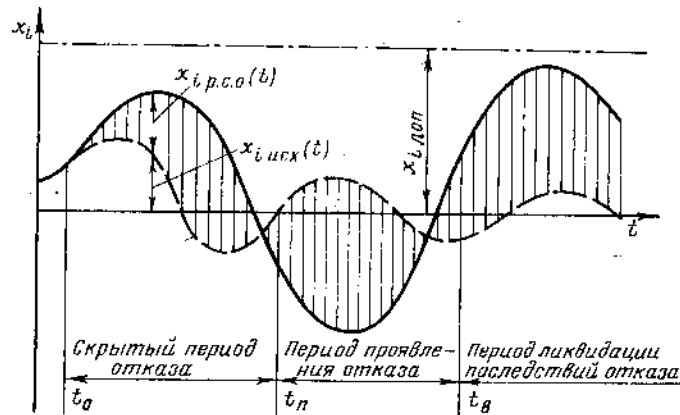


Рис. 3.2. Реакция самолета на отказ и ее периоды

Скрытый период отказа может быть довольно длительным по времени, так как отказ принципиально может возникнуть в той части САУ, которая в данный момент времени в работе не участвует. Более того, отказы некоторых элементов САУ могут проявляться только в результате воздействия на систему «самолет—САУ» определенного внешнего возмущения. Вследствие этого указанный отказ САУ будет обнаружен значительно позже.

Период проявления отказа характеризует запаздывание целенаправленного вмешательства летчика в процесс управления самолетом и обусловлен необходимостью обработки большого объема информации для принятия соответствующего решения.

В период ликвидации последствий отказа в момент отключения отказавшей САУ —  $t_{\text{в}}$  — в общем случае параметры движения самолета могут иметь некоторые конечные скорости изменения, приводящие к увеличению значений этих параметров по сравнению со значениями, имевшими место в момент  $t_{\text{в}}$ . Этот период может продолжаться вплоть до окончания полета, и отказ САУ так и не будет ликвидирован, если у летчика при смене режима не окажется источников дополнительной информации.

Из рис. 3.2 следует, что отказ САУ опасен на данном режиме полета, если хотя бы для одного из параметров движения самолета  $x_i$  имеется момент времени  $t$ , при котором алгебраическая сумма исходного значения  $x_{i,исх}$  и значения реакции системы на отказ —  $x_{i,р.с.о}(t)$  превышает предельно-допустимую величину  $x_{i,доп}$  для данных условий полета. В противном случае имеет место потенциально опасный отказ.

Таким образом, если

$$x_{i,исх}(t) + x_{i,р.с.о}(t) > x_{i,доп}, \quad (3.28)$$

то отказ опасен; если же

$$x_{i,исх}(t) + x_{i,р.с.о}(t) \leq x_{i,доп}, \quad (3.29)$$

то отказ опасен потенциально.

Выражения (3.28) и (3.29) являются необходимым и достаточным условием для классификации отказов САУ с точки зрения их опасности.

Реакция системы на отказ САУ существенно зависит от момента вмешательства летчика в процесс управления самолетом —  $t_{\text{в}}$ . С целью определения зависимости характера отказа САУ от момента  $t_{\text{в}}$  рассмотрим подробнее влияние момента  $t_{\text{в}}$  на протекание реакции системы на отказ. На рис. 3.3 для простоты рассуждений изменение исходных значений параметра движения самолета  $x_i$  совпадает с осью абсцисс, пунктирными линиями условно изображены значения приращений параметра  $x_i$ , по достижении которых летчик судит о нарушении нормального режима полета и обнаруживает отказ САУ. Предположим, что после вмешательства в процесс управления летчик использует все возможности для ликвидации последствий отказа САУ. Очевидно, имеется некоторый предельно поздний момент включения летчика в управление самолетом, при котором параметр  $x_i$  в процессе ликвидации последствий отказа достигает, но еще не превосходит своего предельно-допустимого значения (кривая 2 на рис. 3.3). Время от момента проявления отказа САУ до предельно-позднего момента вмешательства летчика в управление самолетом назовем *располагаемым временем включения летчика в контур управления самолетом* и обозначим его через  $t_{\text{рас}}$ . Располагаемое время  $t_{\text{рас}}$  соответствует максимально-допустимому периоду проявления отказа  $(t_{\text{пр}})_{\text{max}}$ .

Естественно, чем меньше величина  $t_{\text{рас}}$ , тем меньше у летчика возможностей предотвратить аварийное положение. Для того чтобы в этой ситуации включиться в процесс управления, летчику необходимо время, равное  $t_{\text{пер}}$  (см. гл. I). Нетрудно видеть, что по соотношению интервалов времени  $t_{\text{пер}}$  и  $t_{\text{рас}}$  можно определить, опасен отказ или нет. Действительно, если

$$t_{\text{рас}} > t_{\text{пер}}, \quad (3.30)$$

то летчик успеет взять управление самолетом и не допустить аварийного положения, поэтому данный отказ САУ лишь потенциально опасен. Если же

$$t_{рас} \leq t_{пер}, \quad (3.31)$$

то хотя летчик и может взять управление самолетом, но предотвратить аварийное положение он не в состоянии, поэтому данный отказ опасен.

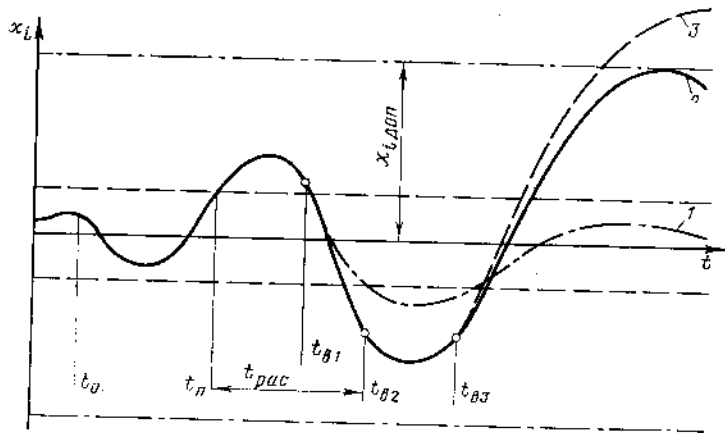


Рис. 3.3. Влияние момента включения летчика в процесс управления на реакцию на отказ:

1, 2, 3 — при включении летчика в момент времени  $t_{в1}$ ,  $t_{в2}$ ,  $t_{в3}$  соответственно

Выражения (3.30) и (3.31) формулируют необходимые и достаточные условия опасного и потенциально опасного отказов. Они в высокой степени достоверны для случаев

$$t_{рас} \ll t_{пер} \quad \text{и} \quad t_{рас} \gg t_{пер}$$

и оценивают отказ как опасный в случае, когда

$$t_{рас} \approx t_{пер}.$$

Заметим, что определение величины  $t_{рас}$  не представляет принципиальных затруднений и может быть осуществлено как аналитически, так и с помощью летного эксперимента.

На практике случайны как условия полета и работы САУ, так и величины  $t_{пер}$  и  $t_{рас}$ . Поэтому, строго говоря, отказ САУ может быть опасен или потенциально опасен с определенной вероятностью, которая в выражении (3.27) обозначалась через  $q_{п ij}$ .

Для приближенной оценки величины этой вероятности будем считать, что если для конкретных условий полета и принятых при исследовании некоторых взятых с запасом значений  $t_{пер}$  для  $j$ -го отказа на  $i$ -м режиме полета выполняется условие (3.30), то летчик всегда успеет включиться в управление; данный отказ потенциально опасен и потому

$$q_{п ij} = 0. \quad (3.32)$$

Если же для конкретного отказа выполняется условие (3.31), то с некоторой степенью перестраховки приходится считать аварийное положение неизбежным, отказ — опасным и поэтому

$$q_{п ij} = 1. \quad (3.33)$$

С учетом сказанного выражения (3.26) и (3.27) примут более простой вид:

$$P_{без} = P_{без}^{САУ} + \sum_{(i)} \sum_{(j)} q_{с ij}^{п.о} p_{п ij} p_{п ij}; \quad (3.34)$$

$$Q_{без} = Q_{САУ}^{оп} + \sum_{(i)} \sum_{(j)} [\bar{q}_{с ij}^{п.о} (q_{п ij} + p_{п ij} q_{п ij})]. \quad (3.35)$$

Здесь  $P_{без}^{САУ}$  — вероятность безотказной работы САУ, определяемая формулой (3.23);

$Q_{САУ}^{оп}$  — вероятность возникновения опасных отказов САУ, определяемая формулой

$$Q_{САУ}^{оп} = \sum_{(i)} \sum_{(j)} q_{с ij}^{оп}; \quad (3.36)$$

$q_{с ij}^{п.о}$ ,  $q_{с ij}^{оп}$  — вероятность возникновения конкретного потенциально опасного или опасного отказа САУ соответственно.

#### Пути и средства обеспечения заданного уровня безопасности полета самолета

Обеспечение требуемого уровня безопасности полета математически выражается выполнением следующих соотношений:

$$P_{без} \geq P_{доп} \quad (3.37)$$

или

$$Q_{без} \leq Q_{доп}, \quad (3.38)$$

где  $P_{без}$  — уровень безопасности полета самолета, управляемого конкретной САУ;

$Q_{\text{без}}$  — уровень риска управления самолетом посредством конкретной САУ;

$P_{\text{доп}}$  и  $Q_{\text{доп}}$  — требуемые величины уровней безопасности и риска управления соответственно.

Существующие требования к безопасности полета самолета являются довольно жесткими. Так, величина допустимого уровня риска управления составляет

$$Q_{\text{доп}} = 1 \cdot 10^{-7},$$

что практически соизмеримо с предельной интенсивностью отказов основных схемных элементов — катушек индуктивности, конденсаторов, резисторов и т. д. (предельные  $\lambda$ -характеристики этих элементов соответствуют примерно  $\lambda = 1 \cdot 10^{-8} \div 1 \cdot 10^{-9}$  1/ч [13]). Жесткость требований к безопасности полета вызывает необходимость применения в САУ специальных мер, осуществление которых обеспечивает выполнение условия (3.37).

Из выражения (3.35) следует, что принципиально уменьшить величину  $Q_{\text{без}}$  можно за счет одновременного или раздельного уменьшения первого  $Q_{\text{САУ}}^{\text{оп}}$  и второго слагаемых.

На практике в настоящее время реализуются в основном два пути уменьшения  $Q_{\text{без}}$ . Первый путь заключается в том, что благодаря применению специальных мер, обеспечивающих для ряда отказов выполнение условий (3.30) и (3.32), уменьшается число опасных отказов и, следовательно, величина  $Q_{\text{САУ}}^{\text{оп}}$  за счет увеличения числа потенциально опасных отказов, т. е. за счет некоторого увеличения составляющей

$$Q_{\text{САУ}}^{\text{н.о}} = \sum_{(i)} \sum_{(j)} q_{c ij}^{\text{н.о}} \quad (3.39)$$

Второй путь заключается в уменьшении только величины  $Q_{\text{САУ}}^{\text{оп}}$ , что возможно осуществить за счет увеличения надежности соответствующих элементов САУ.

Первый путь возможен только в случае малости величин  $q_{н ij}$  и  $q_{л ij}$ . В самом деле, отсутствие на борту самолета необходимой информации для ручного пилотирования самолета определяется отказом навигационно-пилотажного оборудования самолета или невозможностью пилотирования самолета по имеющемуся оборудованию на данном режиме полета с одновременным отсутствием видимости окружающей обстановки и является событием маловероятным. Величина  $q_{л ij}$  при наличии на борту самолета двух летчиков определяется преимущественно ошибками пилотирования, вероятность которых также весьма мала; по иностранным данным, полученным на основании статистической обработки летных происшествий [17], она не превосходит  $6,5 \cdot 10^{-7}$ . Таким образом, на большинстве режимов полета величины  $q_{н ij}$  и  $q_{л ij}$  весьма малы, и это обстоятельство обеспечивает

выполнение соотношений (3.37) и (3.38). Следовательно, первый путь обеспечения безопасности весьма эффективен.

Особенностью этого пути является активное участие летчика в обеспечении безопасности полета, что возможно только в том случае, если для него обеспечены определенные условия, а именно — возможность управления по другим исключаящим САУ средствам. Если же нет гарантии, что такая возможность имеется, то следует положить

$$q_{н ij} = 1 \quad (3.40)$$

и тогда

$$Q_{\text{без}} = Q_{\text{САУ}}^{\text{оп}} + Q_{\text{САУ}}^{\text{н.о}} \quad (3.41)$$

Выше отмечалось, что опасность отказа САУ определяется соотношением времен  $t_{\text{рас}}$  и  $t_{\text{пер}}$ . Изменение неравенства (3.31) на противоположное при возникновении конкретного отказа принципиально может быть достигнуто:

- увеличением располагаемого времени  $t_{\text{рас}}$ ;
- уменьшением времени «переключения» летчика  $t_{\text{пер}}$ ;
- одновременным увеличением  $t_{\text{рас}}$  и уменьшением  $t_{\text{пер}}$ .

Время  $t_{\text{рас}}$  при конкретном отказе САУ определяется скоростью развития реакции системы на отказ, которая может быть выражена известным соотношением

$$\dot{x} = \int_0^t K(t) \delta(t-\tau) d\tau, \quad (3.42)$$

где  $K(t)$  — импульсная переходная функция системы «самолет — САУ»;

$\delta(t-\tau)$  — отклонение руля (элеронов), вызванное отказом САУ.

Увеличение  $t_{\text{рас}}$ , т. е. уменьшение величины  $\dot{x}(t)$ , может быть обеспечено за счет уменьшения угла отклонения руля при отказе САУ —  $\delta(t-\tau)$  или за счет уменьшения времени действия отказа —  $t$  [верхний предел интеграла выражения (3.42)]. Аппаратурно это может быть реализовано, например, посредством:

- концевых ограничителей и отключателей рулей;
- ограничителей момента (усилия), развиваемого рулевой машиной;
- логических отключателей САУ.

Концевые отключатели и ограничители момента, развиваемого рулевой машиной, приводят к уменьшению величины  $\delta(t-\tau)$  в (3.42) и тем самым ограничивают скорость развития реакции самолета на отказ САУ.

Логические отключатели — устройства, производящие отключение САУ или ее частей при нарушении определенного логиче-



ского соотношения между некоторыми параметрами движения самолета и параметрами управления, в частности, при достижении каким-либо параметром движения самолета или параметром управления определенного (порогового) значения (например, при достижении углом крена величины  $30^\circ$ ).

Уменьшение  $t_{\text{пер}}$  может быть достигнуто главным образом за счет более раннего обнаружения отказа, т. е. за счет влияния на момент времени  $t_{\text{п}}$ . Раннее обнаружение отказа обеспечивается благодаря применению специальных схем контроля и сигнализаторов отказа, разновидности которых весьма многочисленны. Тем не менее даже при наличии таких устройств в настоящее время принято, что  $t_{\text{пер}} \geq 1$  с.

Уменьшение  $t_{\text{пер}}$  с одновременным увеличением  $t_{\text{рас}}$  достигается за счет более раннего обнаружения отказа с одновременным обеспечением возможности более позднего вмешательства летчика в процесс управления полетом (т. е. за счет влияния как на  $t_{\text{п}}$ , так и на  $t_{\text{в}}$ ) и является комбинацией приведенных выше способов.

Заметим, что на практике наиболее распространены именно комбинированные средства обеспечения безопасности полета с одновременным воздействием как на  $t_{\text{рас}}$ , так и на  $t_{\text{пер}}$ .

Второй путь обеспечения безопасности полета при современном уровне развития техники неразрывно связан с резервированием элементов САУ. Действительно, для обеспечения соотношения (3.38) при  $Q_{\text{доп}} = 10^{-7}$  при продолжительности полета всего 30 с необходимо, чтобы среднее время исправной работы САУ было не менее 83300 ч. В настоящее время это может быть обеспечено только резервированием.

Таким образом, при проектировании САУ возможны два пути, обеспечивающие выполнение условия (3.38).

Первый путь основан непосредственно на возможностях летчика в обеспечении безопасности полета. Летчик в этом случае играет главную роль, поэтому технические средства обеспечения безопасности аппаратурно более просты, надежны, менее дорогостоящи.

Второй путь связан с резервированием элементов САУ, что приводит к усложнению аппаратуры, значительно увеличивает ее вес и габариты, расход потребляемой энергии, существенно повышает стоимость САУ и удорожает ее эксплуатацию. При реализации этого пути возможности летчика при рассмотрении вопроса обеспечения безопасности полета фактически не учитываются.

Следовательно, основным путем обеспечения безопасности полета следует считать первый; второй путь применяется только для тех режимов полета, где вмешательство летчика не может предотвратить аварийного положения при отказе САУ.

## Возможные границы применения различных технических средств обеспечения безопасности полета самолета

Система самолет—летчик—САУ стабилизирует траекторию полета самолета. Требования к точности стабилизации траектории различны в зависимости от режима полета. При полете по маршруту (высота более 1000 м) траектория самолета должна выдерживаться внутри «коридора», имеющего допуски по высоте порядка  $\pm 300$  м (и более) и по боковому отклонению от заданной линии пути —  $\pm 1000$  м (и более). При спуске с больших высот в зону аэродрома эти допуски существенно сужаются и точность стабилизации самолета на траектории лежит уже в пределах нескольких десятков метров.

Такое же положение имеет место и на меньших высотах, если к стабилизации траектории в этом режиме полета не предъявляются жестких требований. Эти требования предъявляются, как правило, начиная с режима захода на посадку по радиотехническим средствам (РТС).

При заходе самолета на посадку с использованием РТС (заход обычно начинается на высоте  $H = 400 \div 600$  м) допустимые отклонения от траектории, заданной РТС, ограничиваются линейными зонами сигналов РТС и возможностью выполнения после «схода» самолета с траектории захода на посадку маневра приземления самолета на ВПП. В районе «схода» с глиссады (высота порядка  $H = 30 \div 50$  м) допустимые отклонения не должны превышать нескольких метров в вертикальной плоскости и примерно  $Z = 20 \div 30$  м — в горизонтальной, что уже становится соизмеримым с точностью работы САУ в этом режиме.

Еще более жесткие требования к точности стабилизации траектории полета самолета предъявляются в режиме приземления, что объясняется непосредственной близостью земли. Кроме того, на этом режиме самолет не имеет запаса по скорости полета, а поэтому режим приземления осуществляется на близких к предельно-допустимым значениям параметров движения самолета первой группы.

Таким образом, в зависимости от требований к точности стабилизации траектории полета самолета и выполняемой им задачи всю область режимов полета самолета можно разбить по высоте на три диапазона:

- первый диапазон режимов полета самолета — от высоты примерно  $H = 500$  м до практического потолка самолета;
- второй диапазон — примерно от  $H = 30$  до  $H = 500$  м;
- третий диапазон — от уровня земли примерно до  $H = 30 \div 50$  м.

Предлагаемое разделение на диапазоны режимов полета и предлагаемые границы диапазонов носят условный характер.

Для первого диапазона режимов полета самолета характерны большие допуски на точность выдерживания заданной траектории и достаточно большой запас по высоте полета. В этом диапазоне режимов, как показывает практика, летчик работает без особого напряжения и поэтому  $t_{пер} \geq 5$  с. Основное значение в оценке безопасности полета в этом случае имеют параметры движения первой группы. Поскольку быстрое изменение параметров движения этой группы связано с перемещениями рулей и элеронов самолета вследствие отказов САУ, то достаточно большой запас по высоте полета в первом диапазоне режимов позволяет обойтись простейшими средствами обеспечения безопасности полета — ограничивающими устройствами, и в первую очередь, ограничивающими перемещение рулей и элеронов, а также устройствами отключения.

Применение таких средств допускает существенные отклонения параметров движения самолета от заданных значений в результате отказа САУ и ее элементов. Тем не менее указанные средства увеличивают  $t_{рас}$  до величины, превышающей 5 с, переводя все отказы САУ в разряд потенциально опасных и обеспечивая выполнение условия (3.30). Таким образом, в первом диапазоне режимов полета применяется первый путь обеспечения заданного уровня безопасности.

Во втором диапазоне режимов полета допуски на точность выдерживания заданной траектории полета в 10—30 раз меньше, чем в первом диапазоне, существенно меньше и запас по высоте полета. В этом диапазоне на безопасность полета самолета, помимо параметров движения первой группы, начинают оказывать все большее влияние параметры второй группы. При этом число отказов САУ, приводящих самолет в аварийное положение, существенно возрастает по сравнению с первым диапазоном режимов полета. Летчик во втором диапазоне работает с повышенным напряжением и вниманием, поэтому в качестве  $t_{пер}$  следует принимать величину, равную 2 с. В этом диапазоне режимов полета довольно жесткие требования к выдерживанию траектории полета самолета вызывают необходимость применения таких средств обеспечения безопасности, которые привели бы к наименьшей реакции самолета на отказ САУ, что неразрывно связано с уменьшением  $t_{рас}$ . Во втором диапазоне режимов целесообразно обеспечить при отказе САУ возможность продолжения выполнения маневра вручную практически без искривления траектории полета самолета или возможность ухода на повторный заход на посадку (запасной аэродром).

Для продолжения выполнения маневра или ухода на повторный заход (запасной аэродром) вручную необходимо обеспечить летчика соответствующей информацией, которая должна носить командный (директорный) характер. В этом случае летчик, контролируя работу сервопривода САУ по стрелкам директорного

прибора (чем обеспечивается уменьшение  $t_{пер}$  до величин, меньших 2 с), при отказе сервопривода переходит на директорное управление (т. е. резервирует сервопривод). Следовательно, во втором диапазоне режимов полета основными являются средства, обеспечивающие отключение отказавшего сервопривода САУ, при этом удовлетворяется условие (3.30). Такими средствами являются логические отключатели и сигнализаторы.

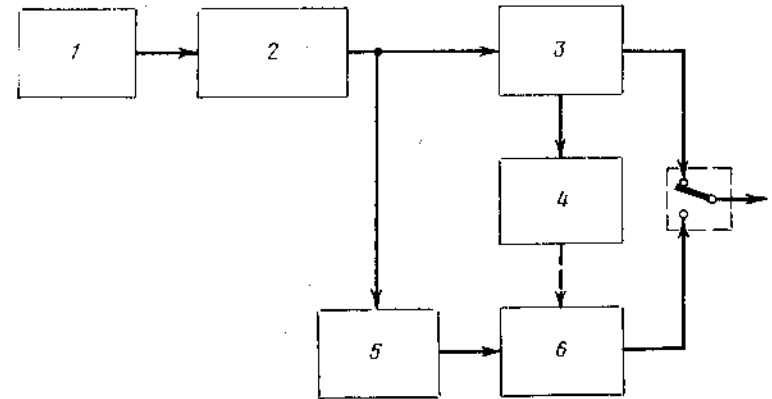


Рис. 3.4. К обеспечению безопасности полета во втором диапазоне режимов:

1—датчик исходной информации; 2—блок формирования управляющего сигнала; 3—сервопривод САУ; 4—элемент отключения сервопривода; 5—директорные приборы; 6—летчик

Типовая структура системы обеспечения безопасности во втором диапазоне режимов полета приведена на рис. 3.4.

Применение названных здесь средств обеспечения безопасности во втором диапазоне режимов полета уменьшает  $t_{пер}$  до величин, меньших, чем  $t_{пер} = 2$  с, с одновременным увеличением  $t_{рас}$ , тем самым переводя все отказы САУ в разряд потенциально опасных. Итак, качественно общим в обеспечении безопасности в первом и во втором диапазонах режимов полета является непосредственное участие летчика в предотвращении аварийного положения самолета в результате отказа САУ и последующем процессе управления полетом.

Количественное различие состоит лишь в величине допустимой реакции самолета на отказ САУ и, как следствие, в необходимой скорости обнаружения отказа САУ, что требует применения более сложных элементов отключения. Как в первом, так и во втором диапазоне режимов полета используется первый путь обеспечения заданного уровня безопасности.

Качественное различие в обеспечении безопасности в первом и во втором диапазонах режимов заключается в необходимости

ухода на запасной аэродром при отказе вычислителя захода на посадку в плохих погодных условиях полета. Так как уход на запасной аэродром не всегда желателен, то в настоящее время для обеспечения высокой регулярности полетов применяется резервирование, причем в качестве резерва для вычислителя захода используют идентичные элементы с автоматическим или ручным включением резерва.

Режим приземления самолета характеризуется весьма малым запасом по скорости полета, близостью Земли и весьма жесткими требованиями к точности выполнения заданной траектории полета, соизмеримыми с предельными точностями возможностями САУ. Поэтому в третьем диапазоне режимов практически любой отказ САУ несмотря на вмешательство летчика с большой вероятностью является опасным. Возможность перехода на ручное управление самолетом при автоматическом полете в этом диапазоне несмотря на применение средств, облегчающих этот переход, в настоящее время проблематична, и имеется достаточное обоснованное утверждение, что такой переход невозможен [17]. Чрезвычайно узкие допуски на параметры движения самолета и ограниченные (а во многом и не изученные) возможности летчика при обеспечении безопасности полета в третьем диапазоне режимов практически приводят при проектировании САУ к необходимости исключения летчика как из контура управления самолетом, так и из контура управления резервом САУ при отказах последней. Это означает, что в плохих погодных условиях обеспечение требуемого уровня безопасности автоматического полета в третьем диапазоне режимов осуществляется специальными методами, в частности, применением резервных элементов с полностью автоматическим отключением отказавших основных и включением исправных резервных элементов, т. е. применяется второй путь обеспечения безопасности полета.

Итак, основным средством обеспечения безопасности полета самолета с САУ на всех режимах полета является резервирование, но в более широком смысле, чем в теории надежности.

По отношению к отказавшим основным элементам возможны следующие виды резерва:

- 1) идентичные резервные элементы, применение которых сохраняет как первоначальный режим, так и вариант полета;
- 2) неидентичные резервные элементы, применение которых сохраняет только первоначальный вариант полета;
- 3) неидентичные резервные элементы, применение которых возможно только на резервном варианте полета.

В первом случае отказавший основной элемент заменяется резервным, идентичным основному в схемном и конструктивном отношении, либо исключается из контура управления и управление осуществляется оставшимися элементами, включенными

параллельно отказавшему. Таким образом, в данном случае имеет место резервирование в том смысле, в каком оно употребляется в теории надежности [12]. Во втором случае используются возможности летчика, который, например, в режиме захода на посадку может заменить отказавший сервопривод САУ и продолжить маневр захода по директорным приборам; при последующем отказе системы, выдающей директорную информацию, летчик может продолжить заход на посадку по другим средствам, вплоть до перехода на визуальный полет, если позволяют метеоусловия. В этом случае режим автоматического захода на посадку заменяется заходом по директорному прибору, а первоначальный вариант полета — посадка на аэродроме назначения — сохраняется.

Примером резерва третьего вида является уход самолета на запасной аэродром с благоприятными метеорологическими условиями для визуального приземления в случае отказа части САУ, предназначенной для автоматического приземления в неблагоприятных для визуального приземления метеорологических условиях в аэропорте назначения. При этом всегда необходимо иметь в виду, что чем меньше высота полета самолета, тем меньше возможностей у летчика обеспечить безопасность полета, тем более сложными средствами обеспечения безопасности приходится оснащать САУ. Если в первом диапазоне режимов эти средства облегчают летчику процесс перехода на ручное пилотирование, то во втором диапазоне режимов они уже должны обеспечить летчику возможность перехода на директорное управление, не допуская значительной реакции самолета на отказ САУ, а в третьем диапазоне они практически полностью заменяют летчика. Тем не менее всегда остается справедливым положение, что проектирование системы под заданный уровень безопасности должно производиться с учетом возможностей летчика, который может быть исключен из рассмотрения лишь в крайнем случае, когда его возможности полностью исчерпаны.

### **3.2. ОБЩИЙ ПОДХОД К СИНТЕЗУ СТРУКТУРЫ САУ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ ЗАДАННЫЙ УРОВЕНЬ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА**

Синтез структуры САУ, удовлетворяющей заданному уровню безопасности полета, — наиболее сложный и трудоемкий этап процесса проектирования. Обоснованное определение необходимой степени резервирования элементов САУ уже на ранней стадии этого процесса способствует правильному построению системы, позволяет избежать излишних расходов времени и средств. В этом смысле при проектировании может быть рекомендован следующий подход к синтезу структуры САУ.

### Критический участок трассы полета. Его влияние на безопасность полета

Из предыдущего раздела следует, что в диапазоне малых высот полета существует участок полета (в дальнейшем называемый критическим), на котором невозможен ни переход на ручное управление, ни уход на запасной аэродром. Таким образом, назовем *критическим* участок полета, на котором при отказе САУ невозможен переход на запасные режимы полета или переход на запасной вариант полета лишен смысла.

Участок полета, предшествующий критическому, назовем *докритическим*.

Протяженность критического участка зависит от характеристик системы самолет — САУ — летчик и от внешних условий. Так, при автоматической посадке самолета начало критического участка определяется минимально-возможной высотой ухода самолета на повторный заход, который зависит от взлетно-посадочных характеристик самолета, условий видимости, квалификации летчика, совершенства средств обнаружения отказа и оповещения о нем летчика и т. д.

Следует еще раз подчеркнуть условность разделения области возможных режимов полета на три диапазона в соответствии с высотой полета. Это разделение справедливо лишь в настоящее время и обусловлено в основном характеристиками существующих самолетов. В связи с этим применение понятия «критический участок» не следует ограничивать только третьим диапазоном режимов. Рассмотрим случай полета самолета с ограниченной дальностью (ограниченным запасом топлива), управляемого с помощью САУ, предназначенной для выполнения автоматического приземления. В таком полете при плохих метеословиях в аэропорте назначения, исключаяем иной, кроме автоматического, способ приземления, отказ части САУ вызывает необходимость ухода на запасной аэродром. Маневр ухода, очевидно, должен быть осуществлен не позже некоторой точки маршрута (точка  $D_1$  на рис. 3.5), при полете которой запасной аэродром  $C$  еще находится на границе зоны досягаемости, радиус которой сокращается по мере приближения к аэропорту назначения  $B$ . Этот пример показывает, что критический участок полета может быть расположен одновременно в третьем, втором и частично в первом диапазоне режимов, занимая по времени внушительную долю общей продолжительности полета.

И, наконец, возможен случай, когда переход на запасной вариант полета не имеет смысла, хотя в принципе и возможен. В качестве примера рассмотрим полет самолета, оборудованного системой автоматического приземления, в пределах досягаемости которого имеется лишь три аэродрома ( $A, B, C$  на рис. 3.6). При наличии зоны плохих метеословиях, захватывающей как аэропорт назначения  $B$ , так и запасной  $C$ , критический участок

расположен в области малых высот полета и его протяженность определяется в основном взлетно-посадочными характеристиками самолета. Это объясняется тем, что в рассматриваемой ситуации отказ на докритическом участке полета (в том числе и в зоне плохих метеословиях) части САУ, предназначенной для совершения автоматической посадки, приводит к возвращению самолета (пунктир на рис. 3.6) в аэропорт вылета  $A$ , который и является запасным. При попадании же и аэропорта вылета в зону плохих метеословиях (см. рис. 3.6) переход на запасной вариант полета не имеет смысла, так как условия приземления будут везде одинаковы. В данном случае критический участок по времени равен продолжительности всего полета и расположен во всех трех диапазонах режимов полета.

Как было уже сказано, протяженность критического участка зависит от характеристик системы самолет — САУ — летчик и внешних условий полета. Принципиально трасса полета может содержать ряд критических участков, не смежных друг с другом. Поэтому синтез структуры САУ необходимо начинать с определения числа и протяженности критических участков.

Однако в дальнейшем ограничимся рассмотрением наиболее вероятного на практике случая, когда имеется только один критический участок в районе аэропорта назначения.

При современном уровне развития техники наличие критического участка трассы полета однозначно требует резервирования элементов САУ, работающих на этом участке. Поэтому при синтезе структуры САУ целесообразно выделить ту ее часть, которая осуществляет стабилизацию траектории полета самолета на критическом участке трассы.

Таким образом, при проектировании САУ следует разделить ее схему на две части, различные по принципам подхода к обеспечению безопасности полета:

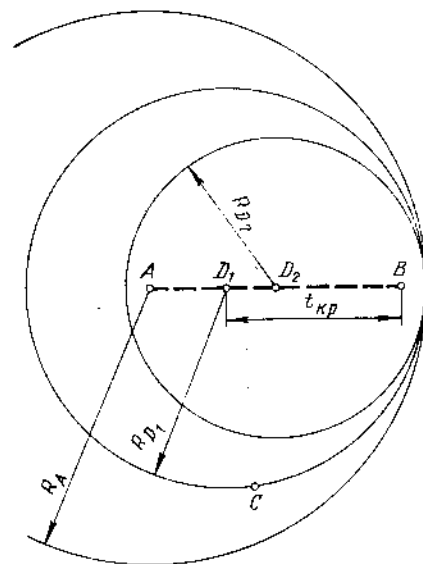


Рис. 3.5. Сокращение «зоны досягаемости» по мере выгорания топлива:  $A$ —аэропорт вылета;  $B$ —аэропорт назначения;  $C$ —запасной аэродром;  $R_A, R_{D_1}, R_{D_2}$ —соответственно радиусы «зоны досягаемости» при нахождении самолета в точках  $A, D_1$  и  $D_2$  полета

— критическую, элементы которой обеспечивают управление на критическом участке полета;

— некритическую, элементы которой обеспечивают управление только на докритическом участке полета.

Элементы критической части САУ могут участвовать в управлении полетом не только на критическом участке полета, но и на всех участках (например, сервопривод САУ).

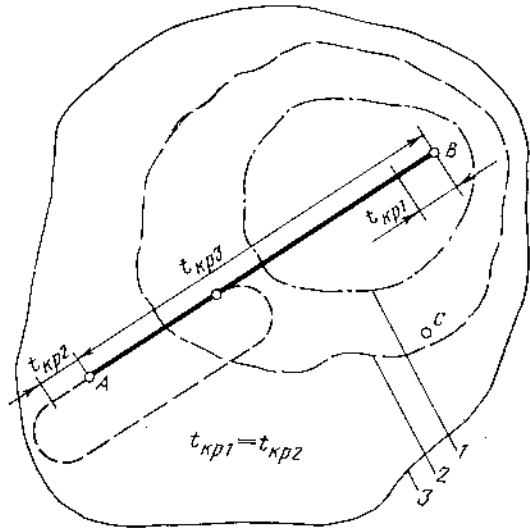


Рис. 3.6. Зависимость протяженности критического участка от величины зоны плоских метеоусловий:

1, 2, 3—границы зоны плоских метеоусловий, соответствующей протяженности критического участка  $t_{kp1}$ ,  $t_{kp2}$ ,  $t_{kp3}$

Введение понятия «критическая» часть САУ позволяет определить следующие стратегии использования САУ (рис. 3.7). Если на докритическом участке полета критическая часть САУ не отказала, то имеет место *основной* вариант полета. Если же на докритическом участке полета имеет место отказ критической части САУ, то используется *запасной* вариант полета. Для иллюстрации важности критического участка в разработке вопросов обеспечения безопасности полета на основании данной стратегии использования САУ определим уровень риска автоматического полета самолета. При этом для упрощения будем считать, что:

— протяженность критического участка постоянна;

— при отказе некритической части САУ и наличии дополнительных средств информации, исключающих САУ, летчик сумеет завершить полет с их помощью с той же вероятностью ошибок

управления, что и при исправной работе некритической части САУ;

— при полете на критическом участке вероятность успешного перехода на запасные режимы и варианты полета равна нулю;

— вероятность этого же перехода в остальных случаях равна единице.

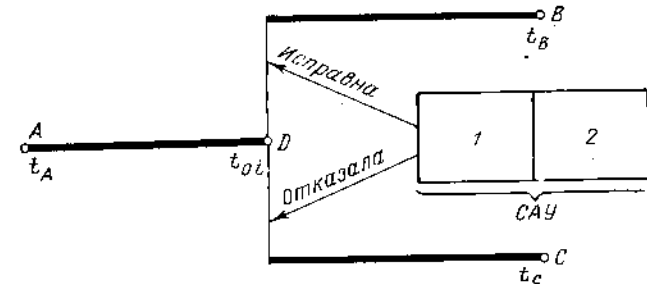


Рис. 3.7. Стратегии использования САУ:

1—критическая часть САУ; 2—некритическая часть САУ; А—аэропорт вылета; В—аэропорт назначения; С—запасной аэропорт; AD—докритический участок; DB—критический участок; ADB—основной вариант полета; ADC—запасной вариант полета

Тогда для уровня риска  $Q_{без}^{осн}$ , соответствующего основному варианту полета, будем иметь

$$Q_{без}^{осн} \approx q_{кр}(t_B/t_0) + q_{кр}(t_0) p_{и}(t_B/t_0) q_{л}(t_B) \quad (3.43)$$

и для уровня риска  $Q_{без}^{зап}$ , соответствующего запасному варианту, получим

$$Q_{без}^{зап} \approx q_{кр}(t_0) q_{и}(t_B/t_0) [p_{и}(t_C/t_0) q_{л}(t_C) + q_{и}(t_C/t_0)], \quad (3.44)$$

где  $t_0$  — начальная по времени граница критического участка;

$q_{кр}(t_B/t_0)$  — вероятность отказа критической части САУ на критическом участке;

$q_{кр}(t_0)$  — вероятность отказа критической части САУ на докритическом участке полета, т. е. до момента  $t_0$ ;

$q_{л}(t_B)$  — вероятность ошибок летчика при управлении самолетом на критическом участке с помощью других, исключающих САУ, средств информации;

$p_{и}(t_B/t_0)$  — вероятность наличия или исправной работы дополнительных средств информации на критическом участке;

$q_{л}(t_C)$  — вероятность ошибок летчика при полете на запасном варианте с помощью дополнительных средств информации, исключающих САУ;

$p_n(t_c/t_0)$  — вероятность наличия или исправной работы дополнительных средств информации на запасном варианте полета.

Все временные интервалы (3.43) и (3.44) отсчитываются от момента включения САУ в аэропорте вылета.

Принимая во внимание, что

$$Q_{\text{без}} = Q_{\text{без}}^{\text{осн}} + Q_{\text{без}}^{\text{зап}}, \quad (3.45)$$

с помощью выражений (3.43) — (3.45) нетрудно получить, что

$$Q_{\text{без}} \approx q_{\text{кр}}(t_n/t_0) + q_{\text{кр}}(t_0) \{ p_n(t_n/t_0) q_d(t_n) + q_n(t_n/t_0) [q_n(t_c/t_0) + p_n(t_c/t_0) q_d(t_c)] \}. \quad (3.46)$$

Если метеоусловия исключают использование на критическом участке дополнительных средств информации (при использовании запасного варианта мы вправе считать, что указанные средства всегда имеются и могут быть использованы), то, положив в (3.46)

$$p_n(t_n/t_0) = 0 \text{ и } p_n(t_c/t_0) = 1,$$

получим

$$Q_{\text{без}} \approx q_{\text{кр}}(t_n/t_0) + q_{\text{кр}}(t_0) q_d(t_c). \quad (3.47)$$

Из выражения (3.47) видно, что первое слагаемое соответствует переходу на запасной вариант полета с помощью САУ при отказе критической части САУ на докритическом участке полета с последующим переходом на управление по другим, исключаяющим САУ средствам. Таким образом, первое слагаемое выражения (3.47) соответствует обеспечению безопасности применением резервирования вариантов полета с активным участием летчика в осуществлении этого резервирования; величина этого слагаемого определяется летным происшествием на запасном варианте полета, где условия лучше, чем на основном. Практика показывает, что величина  $q_d(t_c)$  почти соизмерима с величиной заданного уровня риска  $Q_{\text{без}}^{\text{доп}} = 10^{-7}$  и, таким образом, величина первого слагаемого (3.47) на несколько порядков меньше, чем второго, поскольку  $q_{\text{кр}}(t_0) \ll 1$ .

Следовательно, выражение (3.47) может быть записано в следующем виде

$$Q_{\text{без}} \approx q_{\text{кр}}(t_n/t_0). \quad (3.48)$$

Таким образом, уровень безопасности автоматического управления полетом практически определяется вероятностью исправной работы критической части САУ на критическом участке полета при условии ее исправной работы на докритическом участке, что указывает на первостепенное значение определения критического участка при разработке САУ.

## Отказность САУ

Одной из важнейших характеристик резервированных систем является ее отказность. Под отказностью САУ будем понимать минимальное число  $r$  неопасных отказов ее элементов, которое соответствует отказу САУ, т. е. выводит САУ из строя.

Отказом резервированной системы является последовательность отказов ее элементов, после наступления которой параметры системы выходят за допустимые пределы, а сама такая последовательность отказов элементов системы называется реализацией отказа системы.

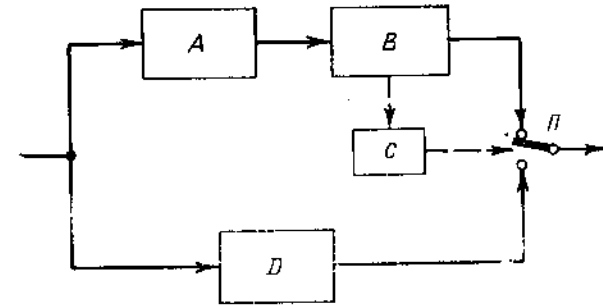


Рис. 3.8. Гипотетическая система с активным резервированием

В качестве примера в табл. 3.1 представлены всевозможные реализации отказа гипотетического узла, состоящего из двух подканалов с резервированием замещением (рис. 3.8). В нем элементы  $A, B, C$  составляют основной подканал, а элемент  $D$  — резервный. Элементы  $A$  и  $B$  являются управляющими, а элемент  $C$  является элементом встроенного контроля, реагирующим только на отказы элемента  $B$ . Таким образом, отказы элемента  $A$  не вызывают переключения управления с основного на резервный подканал. Для простоты будем считать, что элемент  $C$  имеет отказы только типа «несрабатывание» при поступлении на него сигнала об отказе элемента  $B$ , а переключающий элемент  $\Pi$  абсолютно надежен.

Из таблицы видно, что даже для такой простой системы число реализаций отказа достаточно велико. Чтобы уменьшить количество возможных реализаций отказа системы, введем понятие обобщенной реализации отказа системы. Вновь обратившись к табл. 3.1, легко видеть, что отказы некоторых элементов в реализациях отказа системы являются избыточными; отказ системы все равно будет иметь место независимо от того, отказали или нет эти элементы, например, отказы элементов  $C$  и  $D$  в реализациях 2—5, элемента  $D$  в реализациях 7 и 8 и т. д. В то же время отказы элемента  $A$  в реализациях 1—5, элементов  $B$  и  $C$

Таблица 3.1

№ реализации	Реализация отказа системы	Вероятность реализации отказа	Последствия отказа
1	A*	$q_1$	Неконтролируемый отказ основного подканала
2	CA*	$q_2$	
3	DA*	$q_3$	
4	CDA*	$q_4$	
5	DCA*	$q_5$	
6	C*B*	$q_6$	Потеря контроля в основном подканале с последующим отказом последнего
7	C*DB*	$q_7$	
8	DC*B*	$q_8$	
9	B*D*	$q_9$	Переключение управления на исправный резервный подканал с последующим отказом последнего
10	B*CD*	$q_{10}$	
11	B*AD*	$q_{11}$	
12	B*CAD*	$q_{12}$	
13	B*ACD*	$q_{13}$	
14	D*B*	$q_{14}$	Переключение управления на отказавший резервный подканал

в реализациях 6—8 обязательны, именно они определяют последствия отказа. Элементы реализации отказа системы, отказы которых необходимы и достаточны для того, чтобы параметры системы вышли за допустимые пределы, назовем *определяющими элементами* (в табл. 3.1 они помечены звездочками). Тогда *обобщенной реализацией отказа системы* будет совокупность реализаций ее отказа, в каждой из которых определяющие элементы и последовательность их отказов одни и те же. Так, в табл. 3.1 реализации отказа системы 1÷5 образуют одну обобщенную реализацию отказа с определяющим элементом A, а реализации 6÷8 — другую обобщенную реализацию с определяющими элементами B и C.

Для более ясного представления вывода выражений, учитывающих последовательность отказов элементов системы, решим следующую задачу.

Имеются два элемента 1 и 2 с плотностями распределения времени безотказной работы элементов  $f_1(t)$  и  $f_2(t)$  соответственно. Требуется определить вероятность того, что за время работы  $t$  элемент 1 откажет первым, а состояние элемента 2 после отказа элемента 1 не играет никакой роли.

Интересующее нас событие имеет место всякий раз, когда элементы 1 и 2 безотказно работают в течение отрезка времени  $\tau$ , а отказ элемента 1 имеет место в бесконечно малом интервале времени  $d\tau$  при исправной работе в этом интервале элемента 2.

Так как  $\tau$  — величина переменная, то интересующее нас событие состоит из бесконечного количества реализаций. Две из них

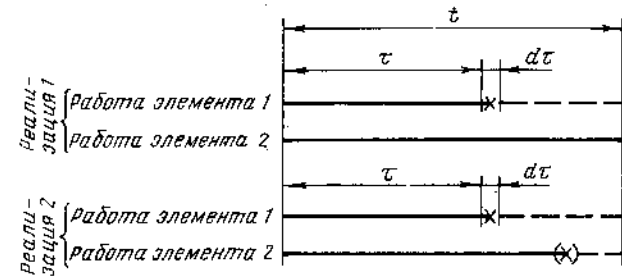


Рис. 3.9. Схема реализаций отказа системы, состоящей из двух элементов

графически представлены на рис. 3.9. В дальнейшем эти реализации для компактности изображаются на одном рисунке (рис. 3.10).

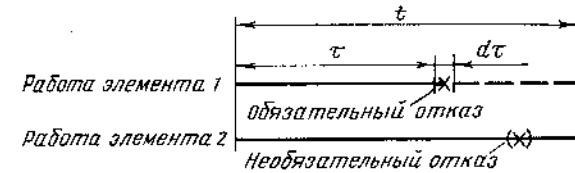


Рис. 3.10. К реализации отказа системы из двух элементов

Математически вероятность указанных двух реализаций интересующего нас события  $q_1$  выражается равенством

$$q_1 = P(\tau < T_1 \leq \tau + d\tau) P(T_2 > \tau),$$

где  $T_1$  и  $T_2$  — время безотказной работы элементов 1 и 2 соответственно. На основании (3.1), (3.5) и (3.9) будем иметь

$$P(\tau < T_1 \leq \tau + d\tau) = dQ_1(\tau) = f_1'(\tau) d\tau = -P_1'(\tau) d\tau,$$

$$P(T_2 > \tau) = P_2(\tau).$$

В результате получим

$$q_1 = -P_1'(\tau) P_2(\tau) d\tau.$$

Так как параметр  $\tau$  может меняться от 0 до  $t$ , то окончательно будем иметь

$$Q_1 = -\int_0^t P_1'(\tau) P_2(\tau) d\tau. \quad (3.49)$$

Тогда для  $n$  элементов при условии, что первым отказывает элемент 1, будем иметь

$$Q_1 = - \int_0^t P_1'(\tau) P_{2-n}(\tau) d\tau, \quad (3.50)$$

где  $P_{2-n}$  записывается аналогично (3.19):

$$P_{2-n}(\tau) = \prod_{i=2}^n P_i(\tau). \quad (3.51)$$

Для случая, когда имеются четыре элемента 1, 2, 3 и 4 с плотностями распределения времени безотказной работы соответ-

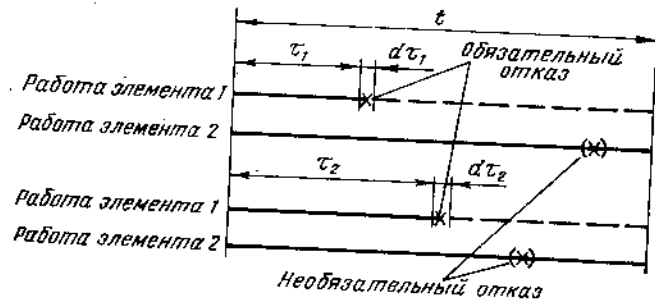


Рис. 3.11. К реализации отказа системы из четырех элементов

ственно  $f_1(t)$ ,  $f_2(t)$ ,  $f_3(t)$  и  $f_4(t)$ , определим вероятность того, что за время работы  $t$  элемент 1 откажет первым, элемент 3 откажет после элемента 1. Состояние элемента 2 не играет роли после отказа элемента 1, а состояние элемента 4 не играет роли после отказа элемента 3.

Приняв во внимание, что первым отказывает элемент 1, будем иметь

$$Q_2 = - \int_0^t P_1'(\tau_1) P_{2-4}(\tau_1) d\tau_1. \quad (3.52)$$

Для вычисления вероятности  $P_{2-4}(\tau_1)$  вновь применим формулу (3.50). Из рис. 3.11 легко видеть, что

$$P_{2-4}(\tau_1) = -P_3(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P_3'(\tau_2) P_4(\tau_2) d\tau_2. \quad (3.53)$$

Подставив (3.53) в (3.52), получим

$$Q_2 = \int_0^t P_1'(\tau_1) P_2(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P_3'(\tau_2) P_4(\tau_2) d\tau_2 d\tau_1 \quad (3.54)$$

или

$$Q_2 = \int_0^t \int_{\tau_1}^t P_1'(\tau_1) P_2(\tau_1) P_3'(\tau_2) P_4(\tau_2) d\tau_1 d\tau_2. \quad (3.55)$$

Пусть теперь имеется  $2k$  элементов; 1, 2, 3...  $2k$ . Требуется определить вероятность того, что за время работы  $t$  последовательно откажут элементы с нечетными номерами в порядке возрастания номера; состояние каждого из элементов с четными номерами не имеет значения после отказа элемента с предшествующим нечетным номером.

Искомую вероятность можно определить с помощью многократного использования формулы (3.50). Окончательно будем иметь

$$Q_k = (-1)^k \int_0^t P_1'(\tau_1) P_2(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P_3'(\tau_2) P_4(\tau_2) \int_{\tau_2}^t P_5(\tau_3) \times \\ \times P_6(\tau_3) \int_{\tau_3}^t \dots \int_{\tau_{k-1}}^t P_{2k-1}'(\tau_k) P_{2k}(\tau_k) d\tau_1 d\tau_2 \dots d\tau_k. \quad (3.56)$$

Выражение (3.56) справедливо для любого закона распределения времени исправной работы элементов. Для наиболее часто используемого экспоненциального закона надежности формула (3.56) запишется в следующем виде:

$$Q_k = \lambda_1 \lambda_3 \lambda_5 \dots \lambda_{2k-1} \int_0^t e^{-(\lambda_1 + \lambda_2)\tau_1} \int_{\tau_1}^t e^{-(\lambda_3 + \lambda_4)\tau_2} \times \\ \times \int_{\tau_2}^t \dots \int_{\tau_{k-1}}^t e^{-(\lambda_{2k-1} + \lambda_{2k})\tau_k} d\tau_1 d\tau_2 \dots d\tau_k. \quad (3.57)$$

Для удобства нахождения решения применим к формуле преобразование Лапласа [12]:

$$Q_k(s) = \frac{\lambda_1 \lambda_3 \lambda_5 \dots \lambda_{2k-1}}{s(s + \lambda_{y0})(s + \lambda_{y1}) \dots [s + \lambda_{y(k-1)}]} \quad (3.58)$$

или

$$Q_k(s) = \frac{\prod_{i=1}^k \lambda_{2i-1}}{s \prod_{i=0}^{k-1} (s + \lambda_{yi})},$$



где  $s$  — оператор,

$$\lambda_{yi} = \sum_{j=2i+1}^{2k} \lambda_j. \quad (3.59)$$

При неравных корнях знаменателя  $B(s)$  выражения (3.58) обратное преобразование Лапласа для  $Q_k(s)$  будет иметь вид

$$Q_k(t) = \prod_{i=1}^k \lambda_{2i-1} \sum_{i=0}^k \frac{e^{s_i t}}{B'(s_i)}, \quad (3.60)$$

где  $s_i = -\lambda_i$ , т. е.  $i$ -й корень знаменателя функции (3.58);  $B'(s_i)$  — производная знаменателя в точке  $s_i$ .

Принимая во внимание, что  $s_k = 0$ , окончательно имеем

$$Q_k(t) = \prod_{i=1}^k \lambda_{2i-1} \left[ \frac{1}{\prod_{i=0}^{k-1} \lambda_{yi}} + \frac{e^{-\lambda_{y0} t}}{(-\lambda_{y0}) \prod_{i=1}^{k-1} (\lambda_{yi} - \lambda_{y0})} + \sum_{i=1}^{k-1} \frac{e^{-\lambda_{yi} t}}{(-\lambda_{yi}) \prod_{i=0}^{i-1} (\lambda_{yi} - \lambda_{yi}) \prod_{i=1+1}^{k-1} (\lambda_{yi} - \lambda_{yi})} + \frac{e^{-\lambda_{y(k-1)} t}}{(-\lambda_{y(k-1)}) \prod_{i=0}^{k-2} (\lambda_{yi} - \lambda_{y(k-1)})} \right]. \quad (3.61)$$

Из этого общего выражения нетрудно получить частные случаи, соответствующие различным  $k$ . Так, при  $k=1$

$$\lambda_{y0} = \lambda_1 + \lambda_2, \quad \lambda_{y1} = 0 \quad \text{и} \quad Q_1 = \frac{\lambda_1}{\lambda_{y0}} e^{-\lambda_{y0} t}; \quad (3.62)$$

при  $k=2$  будем иметь

$$\lambda_{y0} = \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4; \quad \lambda_{y1} = \lambda_3 + \lambda_4; \quad \lambda_{y2} = 0$$

и

$$Q_2 = \lambda_1 \lambda_2 \left[ \frac{1}{\lambda_{y0} \lambda_{y1}} + \frac{e^{-\lambda_{y0} t}}{(-\lambda_{y0}) (\lambda_{y1} - \lambda_{y0})} + \frac{e^{-\lambda_{y1} t}}{(-\lambda_{y1}) (\lambda_{y0} - \lambda_{y1})} \right]. \quad (3.63)$$

Аналогично при  $k=3$  получим

$$\lambda_{y0} = \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5 + \lambda_6;$$

$$\lambda_{y1} = \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5 + \lambda_6; \quad \lambda_{y2} = \lambda_5 + \lambda_6; \quad \lambda_{y3} = 0$$

и

$$Q_3 = \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 \left[ \frac{1}{\lambda_{y0} \lambda_{y1} \lambda_{y2}} + \frac{e^{-\lambda_{y0} t}}{(-\lambda_{y0}) (\lambda_{y1} - \lambda_{y0}) (\lambda_{y2} - \lambda_{y0})} + \frac{e^{-\lambda_{y1} t}}{(-\lambda_{y1}) (\lambda_{y0} - \lambda_{y1}) (\lambda_{y2} - \lambda_{y1})} + \frac{e^{-\lambda_{y2} t}}{(-\lambda_{y2}) (\lambda_{y0} - \lambda_{y2}) (\lambda_{y1} - \lambda_{y2})} \right]. \quad (3.64)$$

Очевидно, выражение (3.56) справедливо для любой реализации отказа системы, а не только для обобщенной. В качестве примера в табл. 3.2 приведены формулы, описывающие вероятности  $q_1, q_2, \dots, q_{14}$  конкретных реализаций отказа системы, представленной на рис. 3.8, и вероятности  $Q_1—Q_4$  обобщенных реализаций. Воспользовавшись формулами (3.62)—(3.64), нетрудно убедиться, что выполняются следующие равенства:

$$Q_1 = q_1 + q_2 + q_3 + q_4 + q_5; \quad Q_2 = q_6 + q_7 + q_8;$$

$$Q_3 = q_9 + q_{10} + q_{11} + q_{12} + q_{13}; \quad Q_4 = q_{14}.$$

Общая вероятность отказа рассматриваемой системы будет равна

$$Q_c = Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4.$$

Полученные интегральные формулы справедливы и для случая, когда в системе с резервированием замещением условия работы резервных элементов до их включения в контур управления и после включения различны. Математически это выражается в различии характеристик надежности таких элементов до и после момента их включения в контур управления. Так, для системы, изображенной на рис. 3.8, где элемент  $D$  до его включения в контур управления работает в облегченном режиме и имеет вероятность безотказной работы  $P_{D_0}(t)$ , а после момента включения —  $P_{D_H}(t)$ , получим (см. табл. 3.2):

$$Q_3 = \int_0^t P'_B(\tau_1) P_A(\tau_1) P_C(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_{D_H}(\tau_2) d\tau_1 d\tau_2, \quad (3.65)$$

$$Q_4 = \int_0^t P_{D_0}(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_B(\tau_2) P_A(\tau_2) P_C(\tau_2) d\tau_1 d\tau_2. \quad (3.66)$$

Основным недостатком интегральных формул является трудность их использования при синтезе схемы резервирования на стадии проектирования, когда необходима простая, пусть даже приближенная зависимость между вероятностными характеристиками системы и ее элементов.

При наиболее часто применяемом на практике экспоненциальном законе надежности элементов системы значительное упрощение этих формул имеет место при разложении входящих в них экспоненциальных функций  $e^{-x_i}$  в ряд Маклорена

$$e^{-x_i} = 1 + \sum_{v=1}^{\infty} (-1)^v \frac{x_i^v}{v!} \quad (3.67)$$

Таблица 3.2

№ реализации отказа	Реализация для отказа	Вероятность реализации отказа	Вероятность обобщенной реализации отказа
1	A	$q_1 = - \int_0^t P'_A(\tau_1) P_B(\tau_1) P_C(\tau_1) P_D(\tau_1) d\tau_1$	
2	CA	$q_2 = - \int_0^t P'_C(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_A(\tau_2) P_B(\tau_2) P_D(\tau_2) d\tau_2 d\tau_1$	
3	DA	$q_3 = - \int_0^t P'_D(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_A(\tau_2) P_B(\tau_2) P_C(\tau_2) d\tau_2 d\tau_1$	$Q_1 = - \int_0^t P'_A(\tau_1) P_B(\tau_1) d\tau_1$
4	CDA	$q_4 = - \int_0^t P'_C(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_D(\tau_2) \int_{\tau_2}^t P'_A(\tau_3) P_B(\tau_3) d\tau_3 d\tau_2 d\tau_1$	
5	DCA	$q_5 = - \int_0^t P'_D(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_C(\tau_2) \int_{\tau_2}^t P'_A(\tau_3) P_B(\tau_3) d\tau_3 d\tau_2 d\tau_1$	

6	CB	$q_6 = - \int_0^t P'_C(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_B(\tau_2) P_A(\tau_2) P_D(\tau_2) d\tau_2 d\tau_1$	
7	CDB	$q_7 = - \int_0^t P'_C(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_D(\tau_2) \int_{\tau_2}^t P'_B(\tau_3) P_A(\tau_3) d\tau_3 d\tau_2 d\tau_1$	$Q_2 = - \int_0^t P'_C(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_B(\tau_2) P_A(\tau_2) d\tau_2 d\tau_1$
8	DCB	$q_8 = - \int_0^t P'_D(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_C(\tau_2) \int_{\tau_2}^t P'_B(\tau_3) P_A(\tau_3) d\tau_3 d\tau_2 d\tau_1$	
9	BD	$q_9 = - \int_0^t P'_B(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_D(\tau_2) P_A(\tau_2) P_C(\tau_2) d\tau_2 d\tau_1$	
10	BCD	$q_{10} = - \int_0^t P'_B(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_C(\tau_2) \int_{\tau_2}^t P'_D(\tau_3) P_A(\tau_3) d\tau_3 d\tau_2 d\tau_1$	
11	BAD	$q_{11} = - \int_0^t P'_B(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_A(\tau_2) \int_{\tau_2}^t P'_D(\tau_3) P_C(\tau_3) d\tau_3 d\tau_2 d\tau_1$	$Q_3 = - \int_0^t P'_B(\tau_1) P_A(\tau_1) \times$ $\times P_C(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_D(\tau_2) d\tau_2$
12	BCAD	$q_{12} = - \int_0^t P'_B(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_C(\tau_2) \int_{\tau_2}^t P'_A(\tau_3) \int_{\tau_3}^t P'_D(\tau_4) d\tau_4 d\tau_3 d\tau_2 d\tau_1$	
13	BACD	$q_{13} = - \int_0^t P'_B(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_A(\tau_2) \int_{\tau_2}^t P'_C(\tau_3) \int_{\tau_3}^t P'_D(\tau_4) d\tau_4 d\tau_3 d\tau_2 d\tau_1$	
14	DB	$q_{14} = - \int_0^t P'_D(\tau_1) \int_{\tau_1}^t P'_B(\tau_2) P_A(\tau_2) P_C(\tau_2) d\tau_2 d\tau_1$	$Q_4 = q_{14}$

и сохранении нескольких первых членов ряда. При  $k=1$ , ограничившись двумя первыми членами ряда Маклорена ( $v=1$ ) вместо (3.62), будем иметь

$$Q_1 = \lambda_1 t. \quad (3.68)$$

При  $k=2$ , ограничившись тремя \* первыми членами ряда ( $v=2$ ), вместо (3.63) получим

$$Q_2 = \frac{1}{2} \lambda_1 \lambda_2 t^2. \quad (3.69)$$

При  $k=3$ , сохранив четыре первых члена ряда ( $v=3$ ), вместо (3.64) будем иметь

$$Q_3 = \frac{1}{6} \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 t^3. \quad (3.70)$$

И, наконец, применив метод математической индукции, при произвольном  $k$ , ограничившись  $(v+1)$ -ми \*\* членами ( $v=k$ ) разложения (3.67), вместо (3.61) получим

$$Q_k = \frac{t^k}{k!} \prod_{i=1}^k \lambda_{2i-1}. \quad (3.71)$$

Из данного выражения видно, что для приближенного определения вероятности реализации отказа достаточно знать только интенсивности отказов определяющих элементов.

Относительную погрешность формулы (3.71) можно определить, если точное решение выражения (3.61) представить в следующем виде:

$$Q_k = \sum_{(j)} A_j e^{-x_j} = \sum_{(j)} A_j y_j,$$

где  $A_j$  — коэффициенты, являющиеся функциями от интенсивностей отказов элементов;

$$y_j = e^{-x_j}.$$

Как известно, относительная погрешность  $\tilde{\Delta}$  величины  $y$   $\tilde{\Delta}(y)$  определяется по формуле

$$\tilde{\Delta}(y) [\%] = \frac{|y - \tilde{y}|}{y} \cdot 100\%,$$

где  $y$  — точное, а  $\tilde{y}$  — приближенное значение величины  $y$ . Нетрудно показать, что

$$\tilde{\Delta}(A_j y_j) = \tilde{\Delta}(y_j),$$

\* При  $v=1$  будем иметь  $Q_2 \equiv 0$ .

\*\* При числе членов, меньшем  $v+1$ , будем иметь  $Q_k \equiv 0$ .

а, как известно, относительная погрешность суммы заключена между наибольшей и наименьшей из относительных погрешностей слагаемых, или не превосходит наибольшей относительной погрешности одного из слагаемых суммы.

Из сказанного следует, что

$$\tilde{\Delta}(Q_k) = \max [\tilde{\Delta}(y_1), \tilde{\Delta}(y_2), \dots, \tilde{\Delta}(y_j), \dots].$$

Таким образом, погрешность при приближенном определении вероятности отказа системы не превосходит погрешности от замены экспоненциальной функции с наибольшим показателем несколькими первыми членами ряда (3.67). При  $v=1$  эта погрешность не превосходит значений, приведенных в табл. 3.3. При  $v \geq 2$  эти погрешности уменьшаются.

Таблица 3.3

$x$ , не более	0,045	0,135	0,19
$\tilde{\Delta}(e^{-x})$ , не более	0,1%	1%	2%
$\lambda = \frac{x}{t}$ , не более	$4,5 \cdot 10^{-3}$ 1/ч	$1,35 \cdot 10^{-2}$ 1/ч	$1,9 \cdot 10^{-2}$ 1/ч

В этой же таблице даны предельные значения интенсивностей отказа, при которых еще не будут превзойдены соответствующие погрешности при времени непрерывной работы 10 ч. Практика показывает, что эти предельные значения интенсивностей отказа не достигаются, даже если они соответствуют интенсивности отказа целого узла, элементы которого рассматриваются как основное соединение.

При предварительных расчетах вероятности отказа резервированной системы целесообразно воспользоваться понятием *порядка отказа*. При этом число отказов элементов в конкретной реализации отказа назовем *порядком реализации* отказа системы. Тогда порядок обобщенной реализации отказа будет называться *порядком отказа* системы. Порядок отказа системы обозначался через  $k$  в формулах, начиная с (3.56), и соответствовал числу определяющих элементов реализации отказа.

Минимальный, самый низший порядок отказа системы, представляет собой отказность системы. Применительно к системе на рис. 3.8 отказ «переключение управления на исправный резервный подканал с последующим отказом последнего» имеет второй порядок по числу определяющих элементов  $B$  и  $D$  (см. табл. 3.1) и состоит из пяти реализаций отказа: 9-я — второго порядка; 10-я и 11-я — третьего, а 12 и 13-я — четвертого по-

рядка. Однако рассматриваемая система является одноотказной, так как неконтролируемый отказ ее основного подканала (отказ элемента  $A$ ) имеет первый порядок.

Вероятность отказа любой системы является суммой вероятностей отказов различных порядков, т. е.

$$Q_c = \sum_{(k)} Q_k. \quad (3.72)$$

С помощью формулы (3.71) нетрудно убедиться, что при одном порядке величин входящих в нее интенсивностей отказа вероятность отказа высшего порядка пренебрежимо мала по сравнению с вероятностью отказа низшего порядка, т. е.

$$Q_{k+1} \ll Q_k. \quad (3.73)$$

Это позволяет утверждать, что вероятность отказа резервированной системы в основном определяется вероятностью ее отказов самого низшего порядка, соответствующих её отказности. Если отказность системы обозначить через  $r$ , то

$$Q_c \approx Q_{k_{\min}} = Q_r. \quad (3.74)$$

Таким образом вероятность отказа системы, изображенной на рис. 3.8, можно приближенно определить с помощью только первой обобщенной реализации отказа (см. табл. 3.2) и положить ее равной

$$Q_c \approx - \int_0^t P'_A(\tau_1) P_B(\tau_1) d\tau_1.$$

Приближенными формулами целесообразно пользоваться при вычислении различного рода вероятностей отказа системы на основании известных вероятностных характеристик составляющих ее элементов, если вероятности отказа последних достаточно малы. Так, при вычислении вероятностных характеристик основного соединения элементов точные выражения для вероятности исправной работы и вероятности отказа  $Q_c$  соединения имеют следующий вид:

$$P_c = \prod_{i=1}^n p_i(t); \quad (3.75)$$

$$Q_c = q_1(t) + \sum_{i=2}^n q_i(t) \prod_{j=1}^{i-1} p_j(t), \quad (3.76)$$

где  $n$  — число элементов соединения.

При малых величинах  $q_i$ , пренебрегая их произведениями, нетрудно получить весьма простое выражение:

$$Q_c = \sum_{i=1}^n q_i(t). \quad (3.77)$$

Отказность резервированной системы определяется протяженностью критического участка, характеристиками надежности элементов критической части САУ и требуемым уровнем безопасности полета. Теоретически возможно, что при высокой надежности элементов САУ и сравнительно малой протяженности критического участка требуемый уровень безопасности будет достигнут и без применения резервирования элементов, т. е. САУ может быть одноотказной. При существующих же характеристиках надежности исходных элементов системы для достижения требуемого уровня безопасности даже при сравнительно малой протяженности критического участка необходима как минимум двухотказная система. Это подтверждается данными табл. 3.4 (см. результаты под чертой), в которой приведено

Таблица 3.4

$t_{кр}$	Минимально-допустимое $T_{ср}$ (в часах) при			
	$r=1$	$r=2$	$r=3$	$r=4$
10 ч	100 000 000	31 600	2150	562
5 ч	50 000 000	15 800	1075	281
1 ч	10 000 000	3 160	215	56,2
30 мин	5 000 000	1580	108	28,1
3 мин	500 000	158	10,8	2,81
30 с	83 300	26,4	1,8	0,47
18 с	50 000	15,8	1,08	0,28

минимально-допустимое среднее время безотказной работы  $T_{ср}$  одного из  $n$  подканалов САУ, построенной по принципу общего резервирования. Время  $T_{ср}$  рассчитано в предположении, что элементы встроенного контроля и управления резервом абсолютно надежны. При таком предположении отказность  $r$  рассматриваемой САУ численно равна количеству подканалов  $n$ . В связи с этим расчет проводился на основании формулы

$$Q_{доп} \geq \left( \frac{t_{кр}}{T_{ср}} \right)^r, \quad (3.78)$$

причем  $Q_{доп}$  было принято равным  $10^{-7}$ . Хотя результаты табл. 3.4 носят ориентировочный характер, они позволяют утверждать, что при увеличении протяженности критического участка при прочих равных условиях для обеспечения безопасности полета требуется большая отказность системы. Например, если критический участок по времени равен продолжительности всего по-

лета, то требуемый уровень безопасности может быть достигнут применением как минимум четырехотказной САУ (табл. 3.4).

Однако на практике при создании резервированных систем встречаются чрезвычайно большие трудности. Основными из них являются различные технические ограничения степени резервирования, уменьшение коэффициента готовности резервированной САУ по сравнению с нерезервированной при прочих равных условиях [13], трудности эксплуатации, возрастающие с увеличением отказности САУ. Поэтому всякое увеличение отказности САУ должно быть обосновано уже на стадии ее проектирования. С этой точки зрения целесообразно рассмотреть вопрос контроля готовности САУ, оказывающего влияние на отказность системы.

### Контроль готовности САУ, его значение и виды

Для выяснения возможности снижения отказности САУ проанализируем приближенное выражение (3.47), связывающее уровень риска с вероятностью отказа критической части САУ. Из этого выражения следует, что величины составляющих, определяющих значение уровня риска управления самолетом посредством конкретной САУ, зависят от момента времени  $t_0$ . Первое, основное слагаемое, определяется при условии исправности критической части САУ непосредственно перед выходом на критический участок полета. Исправность или неисправность критической части САУ контролируется с помощью специальных средств. Целью контроля является определение соответствующей готовности критической части САУ к работе на критическом участке полета. Такой контроль называется *контролем готовности САУ к работе на критическом участке трассы*, или, сокращенно, *контролем готовности САУ*.

*Положительным результатом* контроля готовности САУ называется событие, подтверждающее факт исправности проверяемой системы. Событие, противоположное положительному результату, называется *отрицательным результатом* контроля готовности САУ.

Положительный результат является основанием для использования основного варианта полета, отрицательный — запасного.

В наиболее простом случае сам факт автоматического выдерживания заданной траектории полета с требуемой точностью в момент контроля готовности  $t_{к.г}$  может свидетельствовать об исправности САУ при условии, что именно проверяемая часть САУ является критической частью в момент  $t_{к.г}$  и осуществляет управление полетом, т. е. все элементы этой части являются *функционирующими*. Но так как структура САУ изменяется по заданной программе, то на практике некоторые элементы критической части САУ в момент контроля готовности являются *нефункционирующими*, например, вычислитель выравнивания.

Для контроля готовности нефункционирующих элементов САУ необходимы специальные схемы, а значит, и оборудование. В противном случае при отсутствии контроля готовности вследствие отказа нефункционирующих элементов САУ еще до выхода на критический участок САУ может иметь отказность, недостаточную для обеспечения заданного уровня безопасности при полете на критическом участке. Не вдаваясь в подробности реализации средств контроля готовности, можно выделить по крайней мере два характерных способа контроля готовности резервированной САУ:

— интегральный контроль готовности САУ, когда положительный результат контроля означает, что резервированная САУ исправна в целом, хотя ее отдельные элементы могут отказать;

— дифференциальный контроль готовности САУ, когда положительный результат контроля означает исправность каждого элемента резервированной САУ.

Вероятность исправной работы резервированной системы в момент времени  $t > t_{к.г}$  при условии получения положительного результата контроля  $P_c(t/t_{к.г})$  определяется известным выражением

$$P_c(t/t_{к.г}) = \frac{P_c(t-t_0)}{P_c(t_{к.г}-t_0)}, \quad (3.79)$$

где  $t_0$  — начало отсчета, т. е. момент времени, в который достоверно известно, что каждый элемент системы исправен, т. е. удовлетворяет равенству

$$P_c(t_0) = 1.$$

Из полученного выражения легко определить вероятность отказа резервированной системы  $Q_c(t/t_{к.г})$  при условии получения положительного результата контроля в момент времени  $t_{к.г}$ :

$$Q_c(t/t_{к.г}) = \frac{1}{P_c(t_{к.г}-t_0)} [Q_c(t-t_0) - Q_c(t_{к.г}-t_0)], \quad (3.80)$$

причем

$$Q_c(t-t_0) = 1 - P_c(t-t_0);$$

$$Q_c(t_{к.г}-t_0) = 1 - P_c(t_{к.г}-t_0);$$

$$Q_c(t/t_{к.г}) = 1 - P_c(t/t_{к.г}).$$

На практике величина  $P_c(t_{к.г}-t_0)$  весьма близка к единице, поэтому выражение (3.80) можно представить в следующем виде:

$$Q_c(t/t_{к.г}) \approx Q_c(t-t_0) - Q_c(t_{к.г}-t_0). \quad (3.81)$$

При дифференциальном контроле готовности системы в момент  $t_{к.г}$  положительный результат контроля означает, что каждый элемент системы исправен, поэтому началом дальнейшего

отсчета времени в принятой постановке задачи становится момент контроля  $t_{к.г}$ . В связи с этим, положив  $t_0 = t_{к.г}$  из (3.81), будем иметь

$$Q_c^n(t/t_{к.г}) = Q_c(t - t_{к.г}), \quad (3.82)$$

т. е. при дифференциальном контроле системы в случае положительного результата контроля вероятность отказа системы определяется только продолжительностью ее работы после момента контроля и не зависит от того, сколько времени система проработала до момента контроля готовности.

При интегральном контроле системы для условной вероятности отказа остается справедливым выражение (3.81), которое показывает, что вероятность отказа САУ при условии получения положительного результата интегрального контроля определяется не только продолжительностью работы системы после момента контроля, но также и временем, предшествующим контролю готовности системы. При отсутствии контроля готовности нужно положить в (3.81)  $t_{к.г} = t_0$ , и оно примет вид

$$Q_c^n(t/t_{к.г}) \approx Q(t - t_0).$$

Таким образом, при дифференциальном способе контроля готовности критической части САУ при прочих равных условиях обеспечивается наименьший уровень риска управления. Это может быть выражено графически с привлечением известного выражения [12].

$$P_c(t/t_{к.г}) = e^{-\int_{t_{к.г}}^t \lambda_c(\tau) d\tau}, \quad (3.83)$$

где  $\lambda_c(t)$  — интенсивность отказа резервированной системы. Типовой вид функции  $\lambda_c(t)$  при экспоненциальном законе распределения элементов резервированной САУ представлен на рис. 3.12.

При интегральном контроле готовности искомая вероятность  $P_c^n(t/t_{к.г})$  определяется в соответствии с формулой (3.81) площадью под кривой  $\lambda_c(t)$  на временном интервале  $t_{к.г} \div t$ . Следствием дифференциального контроля готовности является исправность каждого элемента системы в момент  $t_{к.г}$ , поэтому искомая вероятность  $P_c^n(t/t_{к.г})$  будет определяться также площадью под кривой  $\lambda_c(t)$ , но уже на временном интервале  $t_0 \div t_1$ , численно равном интервалу  $t_{к.г} \div t$ . Иными словами, дифференциальный контроль можно интерпретировать переносом начала  $t_0$  кривой  $\lambda_c(t)$  в момент времени  $t_{к.г}$ .

Так как  $\lambda_c(t)$  — неубывающая функция времени, то нетрудно видеть [(см. рис. 3.12 и (3.83)], что

$$P_c^n(t/t_{к.г}) \geq P_c^n(t/t_{к.г})$$

и, напротив,

$$Q_c^n(t/t_{к.г}) \leq Q_c^n(t/t_{к.г}),$$

т. е. при прочих равных условиях (например при одной и той же отказности системы) наименьшая величина вероятности отказа имеет место при дифференциальном способе контроля, причем эта величина определяется только временной протяженностью

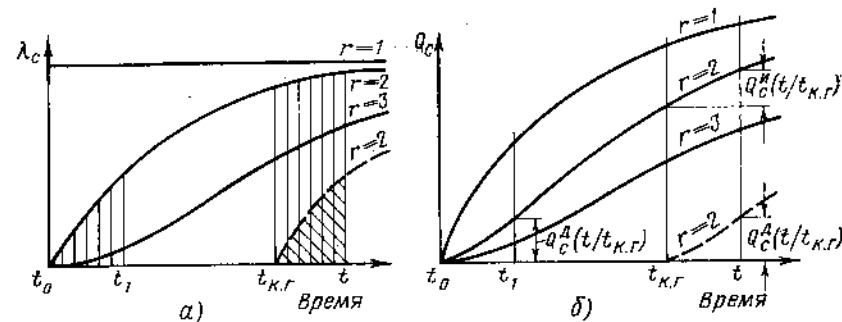


Рис. 3.12. Зависимость вероятности отказа системы от различных способов контроля ее готовности

с момента контроля готовности и не зависит от времени до момента проверки. Очевидно, здесь имеется в виду положительный результат контроля.

Таким образом, контроль готовности САУ является технической мерой, которая при наличии одного критического участка траектории полета самолета в районе аэропорта дает возможность существенно уменьшить уровень риска при полете самолета с САУ, причем чем позже проводится контроль готовности, тем меньший уровень риска обеспечивается за время с момента контроля готовности до момента приземления при прочих равных условиях. Последнее означает, что для получения наилучших характеристик безопасности контроль готовности САУ следует проводить непосредственно перед выходом на критический участок полета.

По данным табл. 3.4 можно видеть, что требуемый уровень безопасности при небольшой протяженности критического участка может быть обеспечен уже с помощью двухотказной САУ при условии проведения в ней дифференциального предпосадочного контроля непосредственно перед выходом самолета на критический участок полета.

Итак, при проектировании САУ, обеспечивающей заданный уровень безопасности полета, необходимо:

— резервирование критической части САУ с применением дифференциального контроля готовности этой части к работе;

— использование частичного резервирования и средств первого пути обеспечения безопасности для некритической части САУ, выбор и расчет которых приведен в разд. 3.3.

В наиболее общем случае, при использовании в САУ всех способов и средств обеспечения безопасности, САУ содержит:

— основные и резервные элементы управления полетом;

— элементы встроенного контроля и управления резервом, связывающие основные и резервные элементы в схему резервирования и обеспечивающие требуемое функционирование схемы резервирования на критическом участке полета;

— элементы контроля готовности САУ перед выходом на критический участок полета, обеспечивающие требуемую отказность САУ в начале критического участка полета.

Такая «обобщенная» структура САУ чрезвычайно громоздка, но при более подробном рассмотрении может быть значительно упрощена. Упрощения могут быть достигнуты при конкретном числовом расчете САУ под заданный уровень безопасности с учетом основных факторов, определяющих «обобщенную» структуру САУ:

- протяженности критического участка;
- реальной надежности элементов САУ;
- возможностей летчика в обеспечении безопасности полета;
- наличия дополнительного оборудования.

Результаты такого расчета позволяют выбрать параметры, определяющие «обобщенную» структуру — число узлов и отказность каждого из узлов САУ.

### 3.3. РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ НЕКОТОРЫХ СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ НА ДОКРИТИЧЕСКОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА

Рассматриваемые в этом разделе средства предназначены для обеспечения выполнения условия (3.30) путем увеличения  $t_{рас}$ . Они являются средствами первого пути обеспечения безопасности полета и ограничивают лишь параметры движения самолета первой группы.

При опасных отказах САУ превышение указанных параметров может произойти только в результате неуправляемого движения руля самолета. Естественно, поэтому, ограничить это движение руля такими пределами, при которых, с одной стороны, обеспечивалось бы определенное качество стабилизации параметров движения самолета и, с другой стороны, не превышались допустимые значения указанных параметров за время  $t \leq t_{пер}$ .

## Ограничение моментов рулевых машин

Наиболее простым и довольно широко распространенным средством обеспечения безопасности полета является ограничение моментов рулевых машин САУ. Простота этого способа заключается в том, что нередко момент рулевых машин ограничен характеристиками реально существующих элементов САУ (в данном случае двигателей рулевых машин). Ограничение параметров движения самолета путем ограничения моментов рулевых машин возможно рассматривать отдельно для различных каналов САУ.

### Ограничение момента рулевой машины руля высоты

Для оценки возможности ограничения параметров движения самолета первой группы путем ограничения момента рулевой машины руля высоты при отказе САУ определим связь между этими параметрами и моментом рулевой машины.

Момент, развиваемый рулевой машиной, приведенный к рулю высоты, определяется равенством

$$M_{р.в} = K_{р.м.в} M_{р.м.в}, \quad (3.84)$$

где  $M_{р.в}$  — момент на руле высоты;  
 $M_{р.м.в}$  — момент, развиваемый рулевой машиной;  
 $K_{р.м.в}$  — кинематический коэффициент проводки управления между рулем высоты и рулевой машиной.

Очевидно, в полете для проводки управления без гидроусилителя

$$M_{р.в} = -M_{ш.р.в}, \quad (3.85)$$

причем  $M_{ш.р.в}$  — шарнирный момент руля высоты, в общем случае равный

$$M_{ш.р.в} = M_{ш}^a \alpha + M_{ш}^{\delta_b} \delta_b + M_{ш}^{\tau} \tau, \quad (3.86)$$

где  $\alpha = \alpha_{г.п} + \Delta\alpha$ ,

Здесь  $\alpha_{г.п}$  — угол атаки в режиме горизонтального полета;

$$\delta_b = \delta_{в.бал} + \Delta\delta_b;$$

$\tau$  — угол отклонения триммера;  
 $\delta_{в.бал}$  — угол отклонения, соответствующий балансирующему положению руля высоты.

Из приложения 2 очевидно, что

$$\Delta\alpha = \frac{c_3}{c_2 + c_1 c_4} \Delta\delta_b. \quad (3.87)$$

Тогда

$$M_{ш,р,в} = M_{ш}^{\alpha} \frac{G}{Sc_y^{\alpha} q} + M_{ш}^{\delta_v} \delta_{в,6ал} + M_{ш}^{\tau} \tau + \left( M_{ш}^{\delta_v} + M_{ш}^{\alpha} \frac{c_3}{c_2 + c_1 c_4} \right) \Delta \delta_v,$$

откуда с учетом (3.84) и (3.86) имеем

$$\Delta \delta_v = - \frac{M_{р,м,в} K_{р,м,в} - M_{ш}^{\alpha} \frac{G}{Sc_y^{\alpha} q} - M_{ш}^{\delta_v} \delta_{в,6ал} - M_{ш}^{\tau} \tau}{M_{ш}^{\delta_v} + \frac{c_3}{c_2 + c_1 c_4} M_{ш}^{\alpha}}. \quad (3.88)$$

Полагая, что руль высоты стриммирован на рассматриваемом установившемся режиме полета, и принимая во внимание известные соотношения (в которых пренебрежем торможением потока у оперения):

$$M_{ш}^{\delta_v} = m_{ш}^{\delta_v} S_{р,в} b_{р,в} q; \quad M_{ш}^{\alpha} = m_{ш}^{\alpha} S_{р,в} b_{р,в} q,$$

окончательно получим

$$\Delta \delta_v = \frac{M_{р,м,в} K_{р,м,в}}{\left( m_{ш}^{\delta_v} + \frac{c_3}{c_2 + c_1 c_4} m_{ш}^{\alpha} \right) S_{р,в} b_{р,в} q}. \quad (3.89)$$

#### Ограничение нормальной перегрузки самолета $\Delta n_y$ доп

Для этого случая из выражения (П.4) легко получить зависимость приращения перегрузки  $\Delta n_y$  по отклонению руля высоты  $\Delta \delta_v$  от балансировочного положения в установившемся режиме:

$$\Delta n_y = \frac{V c_3 c_4}{g (c_2 + c_1 c_4)} \Delta \delta_v. \quad (3.90)$$

Подставляя в (3.90) выражения для коэффициентов  $c_i$  через производные сил и моментов, получим

$$\Delta n_y = \frac{m_z^{\delta_v} q}{57,3 \left( g m_z^{\omega_z} b_a \frac{q}{2} + \frac{m_z^{c_y} G}{S} \right)} \Delta \delta_v \quad (3.91)$$

или, учитывая (3.89), будем иметь

$$\Delta n_y = \frac{m_z^{\delta_v} M_{р,м,в} K_{р,м,в}}{S_{р,в} b_{р,в} \left( g m_z^{\omega_z} b_a \frac{q}{2} + \frac{m_z^{c_y} G}{S} \right)} \times \frac{1}{\left[ m_{ш}^{\delta_v} + m_{ш}^{\alpha} \frac{m_z^{\delta_v}}{c_y \left( m_z^{\omega_z} \frac{q}{2} \frac{S}{m} t_a + m_z^{c_y} \right)} \right]}, \quad (3.92)$$

откуда можно получить

$$M_{огр.р.м.в}^{\Delta n_y} = \frac{\left[ m_{ш}^{\delta_v} \left( g m_z^{\omega_z} \frac{q}{2} b_a + \frac{m_z^{c_y} G}{S} \right) + \frac{m_{ш}^{\alpha} m_z^{\delta_v} G}{Sc_y^{\alpha}} \right] S_{р,в} b_{р,в} \Delta n_{у доп}}{m_z^{\delta_v} K_{р,м,в}}, \quad (3.93)$$

где  $M_{огр.р.м.в}^{\Delta n_y}$  — величина, которой должен быть ограничен момент рулевой машины из условия ограничения  $\Delta n_y$  доп.

Для современных дозвуковых самолетов производные

$$m_z^{\omega_z}, \quad m_z^{c_y}, \quad m_z^{\delta_v}, \quad m_{ш}^{\delta_v}, \quad m_{ш}^{\alpha}$$

в первом приближении можно считать постоянными\*. Следовательно, величина  $M_{огр.р.м.в}^{\Delta n_y}$  для дозвуковых самолетов в первом приближении зависит от высоты полета и веса самолета  $G$ .

Для определения зависимости величины  $M_{огр.р.м.в}^{\Delta n_y}$  от высоты полета самолета достаточно рассмотреть выражение

$$g m_z^{\omega_z} b_a \frac{q}{2} + \frac{m_z^{c_y} G}{S}. \quad (3.94)$$

Действительно, при изменении высоты полета самолета от  $H=0$  до  $H=10000$  м величина (3.94) изменяется примерно на 20% (при малых  $G/S$  это изменение может достигать 25—30%), чем при практических расчетах можно пренебречь. Следовательно, при расчете можно полагать, что величина  $M_{огр.р.м.в}^{\Delta n_y}$  не зависит от высоты полета дозвукового самолета.

\* Величина  $m_z^{c_y}$  может изменяться довольно существенно в зависимости от варианта загрузки самолета. Эти варианты хорошо известны и можно считать  $m_z^{c_y} \approx \text{const}$ .



Рассмотрим теперь влияние изменения веса самолета, достигающее в зависимости от варианта загрузки самолета и вследствие выгорания горючего 30—40%, а нередко и 50%.

На рис. 3.13 приведены графики изменения величины  $\Delta n_{y \text{ огр}} = f(G)$ , построенные по выражению (3.92) при постоянной центровке самолета и отклонении руля высоты рулевой машины САУ при выходе последней на ограничение по моменту  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\Delta n_y}$ . На том же рисунке приведена и зависимость  $\Delta n_{y \text{ доп}} = f(G)$ . Из сравнения этих графиков нетрудно видеть, что

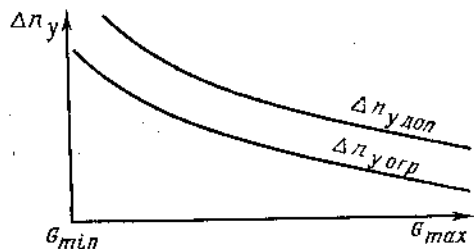


Рис. 3.13. Примерные зависимости ограниченного  $\Delta n_{y \text{ огр}}$  и допустимого  $\Delta n_{y \text{ доп}}$  значений перегрузки в функции веса самолета

качественно зависимости  $\Delta n_{y \text{ огр}}$  и  $\Delta n_{y \text{ доп}}$  от веса самолета  $G$  примерно одинаковы. Это позволяет утверждать, что возможно обеспечение условия

$$\Delta n_{y \text{ огр}} \leq \Delta n_{y \text{ доп}}$$

с учетом изменения веса самолета путем ограничения момента рулевой машины постоянной величиной.

Расчет величины  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\Delta n_y}$  производится по формуле (3.93) для минимального веса и максимальной высоты полета самолета.

Из выражения (3.93) можно видеть, что с уменьшением высоты полета самолета при условии  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\Delta n_y} = \text{const}$  уменьшается и величина  $\Delta n_{y \text{ огр}}$ , что, вообще говоря, несколько повышает безопасность полета — целесообразно иметь на меньших высотах полета меньшие значения перегрузок  $\Delta n_{y \text{ огр}}$ , получающихся при отказах САУ.

Из выражения (3.93) следует, что на величину  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\Delta n_y}$  существенное влияние оказывает производная  $m_z^{\Delta n_y}$ , причем увеличение  $m_z^{\Delta n_y}$  (передняя центровка) приводит к увеличению требуемого значения  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\Delta n_y}$ . Центровка самолета связана с его весом, и если произведение  $m_z^{\Delta n_y} G \approx \text{const}$ , то, естественно, совместное влияние обоих параметров на величину  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\Delta n_y}$  незначительно; такое сочетание благоприятно для рассматриваемого метода обеспечения безопасности полета. Этот вопрос приходится решать конкретно для каждого самолета.

При расчете  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\Delta n_y}$  следует иметь в виду, что, как правило, отрицательные значения  $\Delta n_{y \text{ доп}}$  по абсолютной величине меньше, чем положительные, что определяется особенностями человеческого организма (человек легче переносит положительные перегрузки, чем отрицательные) и особенностями работы агрегатов двигателей.

Отрицательное значение  $\Delta n_{y \text{ доп}}$  примерно равно 0,5—0,8. Поэтому нередко расчет приходится производить на основании величины отрицательной перегрузки. Это приводит к меньшему значению  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\Delta n_y}$ .

При управлении пассажирским самолетом (как летчиком, так и САУ) перегрузка обычно не превышает величину  $\Delta n_y = \pm 0,5$ . Следовательно, вполне разумно ограничить момент рулевой машины исходя из допустимого значения отрицательной перегрузки.

Расчетная величина  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\Delta n_y}$  должна быть проверена с точки зрения возможности нормальной стабилизации системы самолет — САУ при полете в условиях турбулентной атмосферы. Это исследование производится как расчетным путем, так и методом моделирования. При этом нетрудно получить непосредственно среднюю квадратичную величину  $\sigma_{\text{Мр.м.в}}$ , которую и следует сравнить с  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\Delta n_y}$ . Ограничение момента рулевой машины практически не скажется на процессе стабилизации системы самолет — САУ, если

$$2\sigma_{\text{Мр.м.в}} \leq M_{\text{огр.р.м.в}}^{\Delta n_y}$$

В заключение отметим, что в случае применения в качестве средства безопасности ограничения момента рулевой машины руля высоты необходимо включение в систему автоматического триммера. В противном случае вследствие наличия постоянной составляющей шарнирного момента  $M_{\text{ш.бал}}$  может иметь место «несимметричное» ограничение отклонения руля высоты, что приведет к ухудшению как процесса стабилизации системы, так и условия обеспечения безопасности полета. При применении автотриммера ограничение момента рулевой машины руля высоты обеспечивает ограничение допустимой перегрузки  $\Delta n_{y \text{ доп}}$  самолета во всем диапазоне высот и скоростей его полета.

#### Ограничение величины $c_y$ доп

Для определения возможности ограничения величины  $c_y$  путем ограничения момента рулевой машины руля высоты  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\Delta n_y}$  найдем зависимость последней от режима полета самолета.

Умножив выражение (3.87) на величину  $c_y^a$  и сложив с  $c_{y \text{ г.п.}}$ , получим

$$c_{y \text{ доп}} = -\frac{c_3 c_y^a}{c_2 + c_1 c_4} \Delta \delta_{\text{в.доп}} + c_{y \text{ г.п.}} \quad (3.95)$$

Подставив в (3.95) выражения коэффициентов  $c_i$  и используя (3.89), получим

$$M_{\text{огр.р.м.в}}^{c_y} = \frac{\left[ m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{в}}} \left( m_z^{\omega_z} \frac{Q}{2} \frac{S}{m} b_a + m_z^{c_y} \right) + m_{\text{ш}}^a \frac{m_z^{\delta_{\text{в}}}}{c_y^a} \right] \left( c_{y \text{ доп}} - \frac{G}{aS} \right) S_{\text{р.в}} b_{\text{р.в}} q}{m_z^{\delta_{\text{в}}} K_{\text{р.м.в}}} \quad (3.96)$$

Из (3.96) можно заключить, что в основном  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{c_y} = f(q)$ , а скоростной напор  $q$  изменяется в широких пределах даже для дозвуковых самолетов. Следовательно, такой способ ограничения величины  $c_y$  нецелесообразен.

### Ограничение величины угла тангажа $\phi$

Определить возможность ограничения допустимого значения угла тангажа  $\phi_{\text{доп}}$  нетрудно следующим образом. Известно, что допустимый угол тангажа  $\phi_{\text{доп}}$  складывается из двух слагаемых — из угла тангажа горизонтального полета  $\phi_{\text{г.п.}} = \alpha_{\text{г.п.}}$  и изменения угла тангажа при отклонении руля высоты самолета на угол, определяемый величиной  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\delta}$  за время  $t_{\text{пер}}$ .

В этом случае

$$\phi_{\text{огр}} = \frac{G}{c_y^a S q} + \omega_z \text{огр} t_{\text{пер}} + \Delta \phi, \quad (3.97)$$

где  $\omega_z \text{огр}$  — угловая скорость самолета, соответствующая ограниченному моментом  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\delta}$  отклонению руля высоты;

$\Delta \phi$  — дополнительное изменение угла тангажа, имеющее место после вмешательства летчика в управление самолетом, которое можно учесть в виде определенной постоянной величины.

Величину  $\omega_z \text{огр}$  нетрудно получить из передаточной функции  $M_{\frac{\phi}{\delta_{\text{в}}}}(p)$  (см. приложение 2), подставив в нее значения коэффициентов  $c_i$  и положив  $p=0$ , тогда с учетом (3.89)

$$\omega_z \text{огр} = \frac{K_{\text{р.м.в}} m_z^{\delta_{\text{в}}} M_{\text{огр.р.м.в}}^{\delta}}{\left( m_z^{\omega_z} \frac{Q}{2} b_a + \frac{m m_z^{c_y}}{S} \right) \left( m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{в}}} + m_{\text{ш}}^a \frac{m_z^{\delta_{\text{в}}}}{c_y^a \left( m_z^{\omega_z} \frac{Q}{2} \frac{S}{m} b_a + m_z^{c_y} \right)} \right)} S_{\text{р.в}} b_{\text{р.в}} V \quad (3.98)$$

и полагая  $\phi_{\text{огр}} = \phi_{\text{доп}}$ , окончательно получим:

$$M_{\text{огр.р.м.в}} = \frac{\left( \phi_{\text{доп}} - \frac{G}{S c_y^a q} - \Delta \phi \right) \left( m_z^{\omega_z} \frac{Q}{2} b_a + \frac{m m_z^{c_y}}{S} \right)}{K_{\text{р.м.в}} m_z^{\delta_{\text{в}}} t_{\text{пер}}} \times \left( m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{в}}} + m_{\text{ш}}^a \frac{m_z^{\delta_{\text{в}}}}{\left( m_z^{\omega_z} \frac{Q}{2} \frac{S}{m} b_a + m_z^{c_y} \right) c_y^a} \right) S_{\text{р.в}} b_{\text{р.в}} V \quad (3.99)$$

Из (3.99) нетрудно заключить, что для обеспечения заданного ограничения величины  $\phi_{\text{доп}}$  за время  $t_{\text{пер}}$  пришлось бы изменять величину  $M_{\text{огр.р.м.в}}^{\delta}$  в функции высоты и скорости полета по довольно сложному закону, что делает такой способ ограничения величины  $\phi$  нецелесообразным.

Итак, из рассмотрения выражений (3.93), (3.96) и (3.99) можно заключить, что достаточно просто можно ограничить только величину  $\Delta n_y$ .

Пределы применимости ограничителя момента рулевой машины руля высоты в качестве средства обеспечения безопасности полета

Эти пределы в зависимости от режима полета рассчитываются из условия ограничения  $\Delta n_y$ ,  $c_y$  и  $\phi$ . При этом следует иметь в виду, что поскольку ограничение момента эффективно при ограничении величины  $\Delta n_y$ , то из этого условия и опреде-

ляется величина  $M_{огр.р.м.в.}$ . При этом, естественно, должны соблюдаться условия

$$c_y \leq c_{y доп}; \quad \vartheta \leq \vartheta_{доп}.$$

Все это вместе взятое и определяет пределы применимости метода.

Ограничение применимости по  $\Delta n_y доп$  и  $c_y доп$

Разделив выражение (3.96) на выражение (3.93), получим

$$\frac{M_{огр.р.м.в.}^{c_y}}{M_{огр.р.м.в.}^{\Delta n_y}} = \frac{c_{y доп} S}{\Delta n_y доп G} q - \frac{1}{\Delta n_y доп}. \quad (3.100)$$

Если положить

$$\frac{M_{огр.р.м.в.}^{c_y}}{M_{огр.р.м.в.}^{\Delta n_y}} = 1,$$

то, очевидно, при скоростном напоре  $q_1$ , рассчитанном из этого условия и равном

$$q_1 = \frac{G(\Delta n_y доп + 1)}{S c_y доп}, \quad (3.101)$$

и при отклонении руля высоты, ограниченном моментом рулевой машины, одновременно достигаются величины  $\Delta n_y доп$  и  $c_y доп$ . При  $q > q_1$  имеем

$$M_{огр.р.м.в.}^{c_y} > M_{огр.р.м.в.}^{\Delta n_y}.$$

Следовательно, если максимальный момент рулевой машины ограничен из условия ограничения  $\Delta n_y доп$ , то на режимах полета с  $q > q_1$  не будет достигнут  $c_y доп$ . Обратная картина имеет место при  $q < q_1$ .

Таким образом, скоростной напор  $q_1$  является минимальным, при котором целесообразно применение ограничения момента рулевой машины руля высоты в качестве средства безопасности.

Итак, «левой» границей области применения (рис. 3.14) ограничения момента рулевой машины руля высоты в качестве средства безопасности является скоростной напор  $q_1$ , рассчитанный по формуле (3.101).

Как видно из (3.101), величина  $q_1$  зависит от веса самолета (величину  $c_y доп$  можно считать постоянной, поскольку  $q_1$  соответствует сравнительно малым числам  $M$  полета).

В первом приближении можно считать величину  $q_1 = const$  и рассчитывать ее при среднем весе самолета (полет при малых  $q$  осуществляется при сравнительно малых весах самолета;

исключение составляет режим взлета самолета, осуществляемый, как правило, вручную).

Поскольку величина  $\Delta n_y$  ограничивается рассматриваемым способом во всем диапазоне высот и скоростей полета, то «правой» границей области применения ограничения момента рулевой машины руля высоты в качестве средства безопасности является «правая» граница области полетных режимов самолета.

Минимальная высота применения САУ с ограниченным моментом рулевой машины руля высоты определяется изменением высоты полета при скачкообразном отклонении руля высоты самолета вниз до величины, ограниченной моментом руля высоты с учетом последующего вывода самолета в режим горизонтального полета на высоте  $H_{зап}$  (снижаться ниже высоты запаса  $H_{зап}$  недопустимо ни при каких обстоятельствах при парировании отказа САУ). Вывод самолета в горизонтальный полет осуществляется с перегрузкой или при величине  $c_y$ , близкой к допустимой, и процесс вывода начинается по истечении времени  $t_{пер}$  с момента отказа САУ.

Таким образом, минимальная высота применения рассматриваемого средства обеспечения безопасности полета определяется параметрами движения второй группы.

Изменение высоты полета легко определяется методом моделирования, причем величину  $H_{зап}$  находят исходя из конкретных условий (нередко берется  $H_{зап} = 25 \div 50$  м).

На рис. 3.14 приведены рассчитанные указанным образом границы диапазона применения САУ с ограничением момента рулевой машины руля высоты, удовлетворяющего условиям

$$n_y \leq n_{y доп}; \quad c_y \leq c_{y доп}.$$

Ограничение применимости по  $\vartheta доп$

Рассмотрим влияние применимости ограничителя из условия необходимости ограничения угла тангажа самолета  $\vartheta$ .

Подставив в (3.97) соотношение

$$\omega_z огр = \frac{g \Delta n_y доп}{V}, \quad (3.102)$$

получим 
$$\vartheta_{огр} = \frac{G}{c_y^2 S q} + \frac{g \Delta n_y доп t_{пер}}{V} + \Delta \vartheta. \quad (3.103)$$

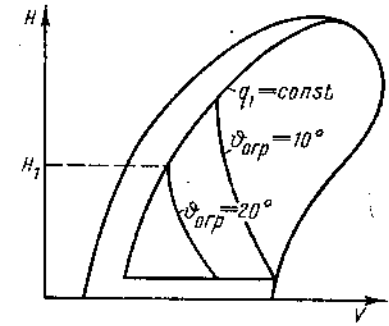


Рис. 3.14. Примерная область применимости ограничителя момента рулевой машины руля высоты для обеспечения безопасности полета самолета

Величина  $\Delta n_y$  доп ограничивается соответствующим выбором величины  $M_{огр.р.м.в}^{n_y}$ . При этом условии получены кривые  $\phi_{огр} = \text{const}$ , рассчитанные для  $t_{пер} = 5$  с и приведенные на рис. 3.14.

Из рассмотрения рис. 3.14 нетрудно заключить, что необходимость выполнения условия  $\phi_{огр} \leq \phi_{доп}$  может существенно сузить диапазон применимости в качестве средства обеспечения безопасности ограничителя момента рулевой машины руля высоты при  $M_{огр.р.м.в} = \text{const}$ . Так, например, если  $\phi_{доп} = 20^\circ$ , то область применимости этого средства «слева» ограничивается кривой  $\phi = \text{const}$  до высоты  $H_1$  и выше —  $q_1 = \text{const}$ . Таким образом, область несколько сужается на сравнительно малых высотах и малых скоростях полета, и это сужение тем сильнее, чем меньше  $\phi_{доп}$ . Это лишний раз подтверждает нецелесообразность ограничения допустимого значения угла тангажа путем ограничения момента рулевой машины руля высоты.

#### Ограничение момента рулевой машины руля направления

Ограничение боковой перегрузки  $n_z$ . При рассмотрении возможности ограничения боковой перегрузки  $n_z$  путем ограничения момента рулевой машины руля направления САУ будем полагать, что САУ достаточно хорошо стабилизирует угол крена самолета, поэтому в первом приближении можно положить  $\psi = 0$ . В этом случае уравнения бокового движения самолета в операторной форме примут вид

$$\left. \begin{aligned} (p^2 + a_1 p)\psi + a_2 \beta + a_3 \delta_n &= 0; \\ -p\psi + (p + a_4)\beta + a_4 \delta_n &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (3.104)$$

Определив из системы (3.104) зависимость между  $\omega_y$  и  $\delta_n$  в установившемся состоянии, по аналогии с выражением (3.90) можно написать

$$n_z = -\frac{V}{g} \frac{a_3 a_4 - a_2 a_7}{a_2 + a_1 a_4} \delta_n. \quad (3.105)$$

Упростив выражения коэффициентов  $a_i$  за счет пренебрежения величинами  $\sin \alpha$ ,  $\text{tg } \alpha$ ,  $J_{xy}$ , полагая  $\cos \alpha = 1$  и принимая во внимание, что:

$$M_{ш.р.м} = M_{ш}^{\delta_n} \delta_n + M_{ш}^{\beta} \beta; \quad \beta \approx \frac{a_3}{a_2} \delta_n;$$

$$M_{ш}^{\delta_n} = m_{ш}^{\delta_n} S_n b_n q; \quad M_{ш}^{\beta} = m_{ш}^{\beta} S_n b_n q; \quad M_{ш.р.м} = M_{р.м.н} K_{р.м.н}$$

нетрудно получить

$$M_{огр.р.м.н}^{n_z} \approx \frac{\left( g m_y^{\omega} \frac{q}{4} c_z^{\beta} l - \frac{m_y^{\beta} G}{S} \right) \left( m_{ш}^{\delta_n} + m_{ш}^{\beta} \frac{m_y^{\delta_n}}{m_y^{\beta}} \right) S_n b_n n_z \text{ доп}}{\left( m_x^{\delta_n} c_z^{\beta} - m_y^{\beta} c_z^{\delta_n} \right) K_{р.м.н}}. \quad (3.106)$$

Для дозвукового пассажирского самолета коэффициенты аэродинамических сил и моментов в выражении (3.106) практически постоянны; следовательно, величина  $M_{огр.р.м.н}^{n_z}$  зависит только от высоты полета и веса самолета  $G$ , причем можно принять \*

$$g m_y^{\omega} c_z^{\beta} \frac{q}{4} l - \frac{m_y^{\beta} G}{S} \approx -\frac{m_y^{\beta} G}{S} \quad (3.107)$$

и пренебречь тем самым зависимостью величины  $M_{огр.р.м.н}^{n_z}$  от высоты полета самолета.

Следовательно, ограничение момента рулевой машины руля направления обеспечивает достаточно хорошее ограничение допустимой боковой перегрузки  $n_z$ , причем расчет  $M_{огр.р.м.н}^{n_z}$  следует производить по формуле (3.106) с учетом (3.107) для среднего веса самолета.

#### Ограничение угла скольжения $\beta$

Для определения возможности ограничения угла скольжения самолета путем ограничения момента рулевой машины руля направления воспользуемся зависимостью между установившимися значениями угла скольжения и отклонения руля направления в виде \*\*

$$\beta_{уст} \approx -\frac{a_3}{a_2} \delta_n. \quad (3.108)$$

Принимая во внимание ранее приведенные соотношения между моментом рулевой машины и шарнирным моментом, нетрудно получить величину потребного ограничения момента рулевой машины руля направления из условия ограничения угла скольжения величиной  $\beta_{доп}$

$$M_{огр.р.м.н}^{\beta} \approx -\frac{m_y^{\beta} \left( m_{ш}^{\delta_n} + m_{ш}^{\beta} \frac{m_y^{\delta_n}}{m_y^{\beta}} \right) S_n b_n q \beta_{доп}}{m_y^{\delta_n} K_{р.м.н}}. \quad (3.109)$$

\* Как правило, величина  $|m_y^{\beta}| \gg \left| m_y^{\omega} c_z^{\beta} \frac{q}{4m} S l \right|$ ; действительно, величина  $|m_y^{\beta}| \approx 0,1 \div 0,15$ ;  $m_y^{\omega} \approx 0,1 \div 0,2$ ;  $c_z^{\beta} \approx 0,4 \div 0,7$ ;  $l$  примем равным 40 м и  $G/S = 3,92$  кПа.

Тогда  $\left| m_y^{\omega} c_z^{\beta} \frac{q}{4m} S l \right| = (0,015 \div 0,05) q$ ; поскольку  $q < 0,125$ , то последняя величина редко превышает 5% от  $|m_y^{\beta}|$ .

\*\* Строго говоря, эта зависимость имеет вид при  $\psi = 0$ , см. [14]:

$$\beta_{уст} = -\frac{a_3 - a_1 a_7}{a_2 + a_1 a_4} \delta_n,$$

но, как правило,  $a_3 \gg a_1 a_7$  и  $a_2 \gg a_1 a_4$ .

Как видно, для ограничения  $\beta_{\text{доп}} = \text{const}$  для дозвукового самолета необходимо изменять величину  $M_{\text{огр.р.м.н}}^{\beta}$  в зависимости от переменной по режимам полета величины скоростного напора  $q$ , что весьма неудобно. Однако при  $M_{\text{огр.р.м.н}} = \text{const}$  величина  $\beta_{\text{огр}}$  будет уменьшаться с увеличением скоростного напора, что при условии обеспечения  $n_z \leq n_{z \text{ доп}}$  может оказаться полезным.

Рассчитанное в (3.106) и (3.109) значение момента  $M_{\text{огр.р.м.н}}$  необходимо проверить на достаточность для парирования отказа двигателя самолета. Отказ двигателя приводит к существенному возмущению движения самолета, и на САУ возлагается задача парирования этого возмущения; таким образом, обеспечивается безопасность полета самолета при отказе двигателя самолета. Очевидно, в этом случае требуется определенное отклонение руля направления и элеронов самолета, т. е. требуется определенный момент  $M_{\text{р.м.н.потр}}$ , величина которого может оказаться больше момента, ограниченного из условия

$$n_{z \text{ огр}} \leq n_{z \text{ доп}} \text{ и } \beta_{\text{огр}} \leq \beta_{\text{доп}}.$$

Парирование момента, возникающего при отказе двигателя, с помощью канала руля направления САУ

Рассмотрим уравнения движения самолета при возмущениях  $\mathfrak{M}_{x \text{ отк}}$  и  $\mathfrak{M}_{y \text{ отк}}$  (см. приложение 2):

$$\left. \begin{aligned} (p + a_1)\omega_y + a_2\beta + a_3\delta_n &= \mathfrak{M}_{y \text{ отк}}; \\ p(p + b_1)\gamma + b_2\beta + b_3\delta_z &= \mathfrak{M}_{x \text{ отк}}; \\ -\omega_y + (p + a_4)\beta - b_4\gamma + a_7\delta_n &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (3.110)$$

При условии  $\gamma = 0$  и  $\beta = 0$  второе уравнение будет независимым от первого и третьего\*. Момент  $\mathfrak{M}_{y \text{ отк}}$  должен парироваться целиком отклонением руля направления, равным:

$$\delta_{\text{н.потр}} = \frac{\mathfrak{M}_{y \text{ отк}}}{a_3 + a_4 a_7} \approx \frac{\mathfrak{M}_{y \text{ отк}}}{a_3}, \quad (3.111)$$

а момент  $\mathfrak{M}_{x \text{ отк}}$  — отклонением элеронов, причем САУ в этом случае должна обеспечивать астатическую стабилизацию угла крена самолета (т. е. условие  $\gamma = 0$ ).

Если САУ не обеспечивает условия  $\gamma = 0$ , т. е. в случае статической по крену САУ величины  $\delta_n$  и  $\gamma$  в установившемся состоянии связаны между собой соотношением

$$\delta_n - i_y \gamma = 0, \quad (3.112)$$

где  $i_y$  — передаточное число САУ по углу крена.

\* Для этого необходимо, чтобы самолет был оснащен астатическим автопилотом стабилизации угла крена и астатическим АБУ [14].

Совместное решение уравнений (3.111) и (3.112) при условии  $\beta = 0$  дает для потребного отклонения руля направления следующее соотношение:

$$\begin{aligned} \delta_{\text{н.потр}} &= \frac{\mathfrak{M}_{y \text{ отк}}}{a_3 + a_4 a_7} + \frac{\mathfrak{M}_{x \text{ отк}} a_1 b_4}{i_y b_3 (a_3 + a_4 a_7)} \approx \\ &\approx \frac{\mathfrak{M}_{y \text{ отк}}}{a_3} + \frac{\mathfrak{M}_{x \text{ отк}} a_1 b_4}{i_y b_3 a_3}, \end{aligned} \quad (3.113)$$

причем второе слагаемое, как правило, мало по сравнению с первым и уменьшает его (в силу разности знаков  $\mathfrak{M}_{y \text{ отк}}$  и  $\mathfrak{M}_{x \text{ отк}}$ ), поэтому и в случае статической по крену САУ возможно для расчета потребного отклонения руля направления для парирования момента при отказе двигателя воспользоваться выражением (3.111).

В случае, если самолет оснащен ТРД и  $\mathfrak{M}_{x \text{ отк}} = 0$ , выражения (3.111) и (3.113) просто совпадают.

Для отклонения руля направления на величину  $\delta_{\text{н.потр}}$ , необходимую для парирования момента от отказа одного или нескольких двигателей, необходимо, чтобы рулевая машина руля направления развивала определенный момент.

Для расчета потребного момента рулевой машины руля направления при отказе одного двигателя выражение (3.111) можно привести к виду

$$\delta_{\text{н.потр}} = \frac{\mathfrak{M}_{y \text{ отк}}}{a_3} = \frac{K c_x q S Z_{\text{дв}}}{a_3 J_{yy}}, \quad (3.114)$$

где  $K$  — коэффициент, учитывающий уменьшение силы тяги от отказа одного двигателя;

$Z_{\text{дв}}$  — плечо отказавшего двигателя от оси самолета.

Подставив в последнее соотношение выражение для  $a_3$ , получим

$$\delta_{\text{н.потр}} = \frac{K c_x Z_{\text{дв}}}{m_y^{\delta_n} l}. \quad (3.115)$$

Для дозвукового самолета величина  $m_y^{\delta_n}$  мало зависит от режима полета. Величина

$$c_x = c_{x_0} + \frac{c_y^2}{\pi \lambda}, \quad (3.116)$$

где  $\lambda = \frac{l^2}{S}$  — удлинение крыла.

Поскольку в режиме горизонтального полета

$$c_y = \frac{G}{qS},$$

получим

$$c_x = c_{x_0} + \frac{G^2}{\pi l^2 q^2}. \quad (3.117)$$

Величина  $c_{x_0}$  есть функция числа  $M$  полета. Следовательно, величину  $\delta_{н.потр}$  можно представить состоящей из двух составляющих:

$$\delta_{н.потр} = \delta_{н.потр1} + \delta_{н.потр2}, \quad (3.118)$$

причем

$$\delta_{н.потр1} = \frac{K c_{x_0} Z_{дв}}{m_y^{\delta_{y1}}} = f(M) \quad (3.119)$$

сравнительно мало зависит от режима полета, а

$$\delta_{н.потр2} = \frac{K Z_{дв} G^2}{\pi S l^2 m_y^{\delta_{y2}} q^2} \quad (3.120)$$

существенно зависит от веса самолета и скорости полета.

Учитывая, что

$$\delta_n = \frac{M_{р.м.н} K_{р.м.н}}{m_y^{\delta_n} S_n b_n q},$$

определим потребный момент рулевой машины руля направления:

$$M_{потр.р.м.н} = \frac{K c_{x_0} Z_{дв} m_{ш}^{\delta_n} S_n b_n q}{m_y^{\delta_n} K_{р.м.н}} + \frac{K Z_{дв} m_{ш}^{\delta_n} G^2 S_n b_n}{\pi S l^2 m_y^{\delta_n} K_{р.м.н} q}. \quad (3.121)$$

На рис. 3.15 построена типовая зависимость  $M_{потр.р.м.н} = f(q)$  для двух значений  $c_{x_0}$ . Из анализа рисунка нетрудно видеть, что максимальное значение  $M_{потр.р.м.н}$  имеет место при  $c_{x_0, \max}$  и  $q_{\max}$ , что, вообще говоря, совместимо ( $c_{x_0}$  увеличивается с увеличением числа  $M$  и максимально — при максимальных значениях  $q$  на постоянной высоте полета) для пассажирских дозвуковых самолетов; летающих на сравнительно небольших высотах. Поэтому расчет  $M_{потр.р.м.н}$  производится при максимальном скоростном напоре  $q_{\max}$  и при максимальном  $c_{x_0, \max}$ .

Полученное при этих условиях значение  $M_{потр.р.м.н}$  из (3.121) сравнивается с  $M_{огр.р.м.н}^{n_z}$ , полученным из (3.106) с учетом (3.107); если

$$M_{огр.р.м.н}^{n_z} \leq M_{потр.р.м.н}$$

то приходится ограничивать момент рулевой машины величиной  $M_{огр.р.м.н}^{n_z}$  и условие  $\beta=0$  не выполняется. В этом случае для обеспечения безопасности полета при отказе двигателя приходится использовать и канал элеронов САУ. Заметим, что при-

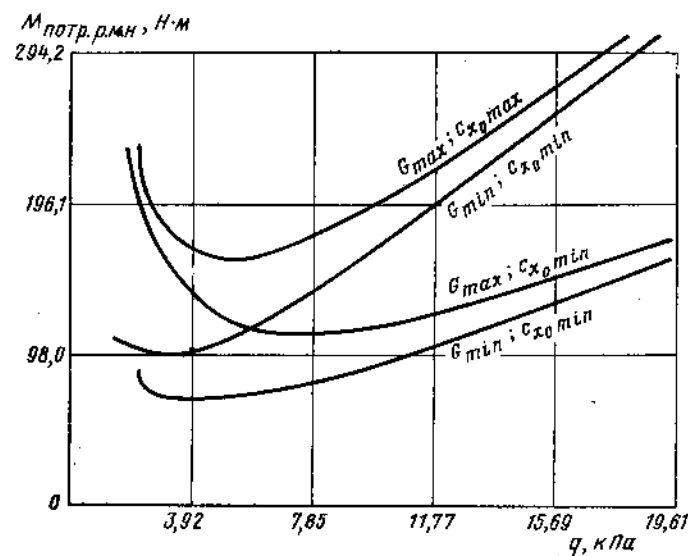


Рис. 3.15. Типовая зависимость  $M_{потр.р.м.н} = f(q)$

веденные выше рассуждения нетрудно распространить на отказ нескольких двигателей. Здесь следует иметь в виду, что заметное уменьшение силы тяги приводит к заметному уменьшению скорости полета, что необходимо учесть при расчете.

#### Ограничение момента рулевой машины элеронов

Отклонение элеронов вызывает в основном изменение угла крена самолета, что тем более справедливо для перекрестной схемы САУ. В этом случае можно считать  $\beta=0$  и рассматривать движение крена при отклонении элеронов изолированно. Поэтому естественно рассматривать возможность ограничения угла крена самолета путем ограничения момента рулевой машины элеронов с учетом возможностей перехода легчика на ручное управление при  $\gamma \leq \gamma_{доп}$ .

При этом следует иметь в виду, что ограничение угла крена самолета определяется ограничением нормальной перегрузки

и допустимым значением коэффициента подъемной силы по следующим соотношениям:

$$\gamma_{\text{доп}}^n = \arccos \frac{1}{n_{y \text{ доп}}}; \quad (3.122)$$

$$\gamma_{\text{доп}}^c = \arccos \frac{G}{S c_{y \text{ доп}} q}, \quad (3.123)$$

причем из них берется меньшее значение угла крена. При расчете по последним выражениям нередко получаются значения  $\gamma_{\text{доп}}$  порядка 1 рад и более. Практически для пассажирских самолетов угол крена ограничивается величиной

$$\gamma_{\text{доп}} \leq 25 \div 30^\circ (\sim 0,5 \text{ рад}),$$

причем на режимах малых скоростных напоров наиболее важна зависимость (3.123).

Ограничение угла крена  
путем ограничения момента  
рулевой машины элеронов

Из (3.110) при  $\beta=0$  и  $M_{x \text{ отк}}=0$  нетрудно получить следующую связь между  $\omega_x$  и  $\delta_s$  в установившемся режиме:

$$\omega_x = -\frac{b_3}{b_1} \delta_s, \quad (3.124)$$

откуда, в свою очередь, следует очевидное соотношение

$$\gamma_{\text{доп}} = -\frac{b_3}{b_1} t_{\text{пер}} \delta_s^{\text{огр}}. \quad (3.125)$$

Аналогично (3.91) имеем

$$\delta_s \approx -\frac{M_{\text{р.м.э}} K_{\text{р.м.э}}}{M_{\text{ш}}^{\text{э}}}, \quad (3.126)$$

причем

$$M_{\text{ш}}^{\text{э}} = m_{\text{ш}}^{\text{э}} q S_y b_s. \quad (3.127)$$

Ограничивая момент рулевой машины элеронов величиной  $M_{\text{огр.р.м.э}}^{\text{т}}$  на основании (3.125) и (3.126), получим

$$M_{\text{огр.р.м.э}}^{\text{т}} = \frac{b_1 m_{\text{ш}}^{\text{э}} q S_y b_s \gamma_{\text{доп}}}{b_3 t_{\text{пер}} K_{\text{р.м.э}}}. \quad (3.128)$$

Подставляя в (3.128) выражения коэффициентов  $b_1$  и  $b_3$ , упростив их за счет малости угла атаки  $\alpha$  и пренебрегая величиной  $J_{xy}$ , окончательно получим

$$M_{\text{огр.р.м.э}}^{\text{т}} = \frac{m_x^{\text{э}} m_{\text{ш}}^{\text{э}} S_y b_s l q V \gamma_{\text{доп}}}{4 m_x^{\text{э}} t_{\text{пер}} K_{\text{р.м.э}}}. \quad (3.129)$$

Анализ последнего выражения приводит к выводу, что для ограничения  $\gamma_{\text{доп}} = \text{const}$  необходимо корректировать величину  $M_{\text{огр.р.м.э}}^{\text{т}}$  в функции высоты и скорости полета. Более того, на постоянной высоте в случае  $M_{\text{огр.р.м.э}}^{\text{т}} = \text{const}$  угол крена, ограничиваемый этим моментом, возрастает с уменьшением скорости полета, что противоречит условию (3.124).

Следовательно, таким способом может быть не обеспечено ограничение угла крена  $\gamma_{\text{огр}} \leq \gamma_{\text{доп}}$  на скоростях полета, на которых величина  $\gamma_{\text{доп}}$  определяется из условия выполнения  $c_y < c_{y \text{ доп}}$ . Ограничение из условия  $c_{y \text{ доп}}$  начинает превалировать при

$$q \leq q_2 = \frac{n_{y \text{ доп}} G}{c_{y \text{ доп}} S}, \quad (3.130)$$

что нетрудно получить на основании (3.122) и (3.123).

Величина  $M_{\text{огр.р.м.э}}^{\text{т}}$  рассчитывается при среднем весе на основании (3.129) для максимальной высоты и скорости на этой высоте, соответствующей значению  $q_2$ , полученному из (3.130). В этом случае условие  $\gamma_{\text{огр}} \leq \gamma_{\text{доп}}$  обеспечивается во всем диапазоне высот и скоростей полета. Однако для окончательного решения о возможности применения ограничителя  $\gamma_{\text{доп}}$ , ограничивающего момент рулевой машины элеронов, необходимо рассмотреть возможность ограничения угла крена  $\gamma$  при отказах канала руля направления САУ и двигателя самолета. В последнем случае необходимо положить, что момент ограничения рулевой машины руля направления не рассчитан на парирование отказа двигателя. Кроме этого, необходимо уточнить достаточность ограниченного момента рулевой машины элеронов для нормальной стабилизации самолета. Следует обратить внимание на то, что в рассматриваемом случае ограничение угла крена самолета осуществляется путем ограничения угловой скорости крена  $\omega_x$  и тем самым во многом возлагается на летчика.

Потребный момент рулевой машины  
элеронов при отказе САУ в канале  
руля направления

Отклонение руля направления при отказе канала руля направления САУ определяется моментом рулевой машины [см. (3.106) или (3.121)]. Определение потребного момента рулевой машины элеронов в этом случае возможно при следующих условиях:

- 1) при нулевом угле крена  $\gamma_{\text{уст}} = 0$ ;
- 2) при угле крена  $\gamma_{\text{уст}} = \gamma_{\text{доп}}$ ;
- 3) при таком ограничении значения скорости крена, когда за время, равное  $t_{\text{пер}} = 5$  с, угол крена  $\gamma$  не превышает  $\gamma_{\text{доп}}$  (как правило,  $\gamma_{\text{доп}} = 25 \div 30^\circ$ ).

В первом случае, рассматривая реакцию самолета на отклонение руля направления и элеронов при условии  $\gamma=0$ , на основании уравнений (3.110) при  $\mathfrak{M}_{\text{хотн}}=0$  (в операторной форме):

$$\left. \begin{aligned} (\rho + a_1)\omega_y + a_2\beta &= -a_3\delta_n; \\ b_2\beta &= -b_3\delta_s; \quad -\omega_y + (\rho + a_4)\beta = -a_7\delta_n \end{aligned} \right\} \quad (3.131)$$

нетрудно получить следующую связь между отклонениями руля направления и элеронов в установившемся движении:

$$\delta_s = \frac{b_2(a_3 + a_1a_7)}{b_3(a_2 + a_1a_4)} \delta_n. \quad (3.132)$$

Подставив в (3.132) значения коэффициентов  $a_i$  и  $b_i$ , выраженные через производные моментов и сил, будем иметь

$$\delta_s \approx \frac{m_x^\beta m_y^\delta m_n^\delta}{m_y^\beta m_x^\delta} \delta_n, \quad (3.133)$$

причем в силу практической независимости входящих в (3.133) коэффициентов от режима полета дозвукового самолета получим линейную зависимость между отклонениями руля направления и элеронов.

Для случая  $\gamma=0$  нетрудно получить и зависимость между предельными значениями моментов рулевых машин руля направления и элеронов, используя выражения (3.120), (3.126) и (3.127):

$$M_{\text{потр.р.м.э}} = \frac{m_x^\beta m_y^\delta m_n^\delta S_y b_3 K_{p.m.n}}{m_y^\beta m_x^\delta m_n^\delta S_n b_n K_{p.m.э}} M_{\text{потр.р.м.к}}. \quad (3.134)$$

Во втором случае из уравнений бокового движения самолета (в операторной форме) в виде

$$\left. \begin{aligned} (\rho + a_1)\omega_y + a_2\beta &= -a_3\delta_n; \\ (\rho + b_1)\omega_x + b_2\beta + b_3\delta_s &= 0; \\ -\omega_y + (\rho + a_4)\beta &= b_4\gamma - a_7\delta_n \end{aligned} \right\} \quad (3.135)$$

нетрудно получить связь между отклонением элеронов, отклонением руля направления и величиной  $\gamma_{\text{доп}}$  в установившемся движении:

$$\delta_{s,\text{потр}} = \frac{(a_3 + a_1a_7) b_2\delta_n - a_1 b_2 b_4 \gamma_{\text{доп}}}{b_3(a_1a_4 + a_2)}, \quad (3.136)$$

откуда для тех же условий, что и для выражения (3.133), будем иметь

$$\delta_s = \frac{m_x^\beta m_y^\delta m_n^\delta}{m_y^\beta m_x^\delta} \delta_n - \frac{m_y^\omega m_x^\beta g l \gamma_{\text{доп}}}{2m_x^\delta m_y^\beta V^2}. \quad (3.137)$$

Потребный момент рулевой машины элеронов, аналогично выражению (3.134), будет равен

$$M_{\text{потр.р.м.э}} = \frac{m_x^\beta m_y^\delta m_n^\delta S_y b_3 K_{p.m.n}}{m_y^\beta m_x^\delta m_n^\delta S_n b_n K_{p.m.э}} M_{\text{огр.р.м.н}} + \frac{m_y^\omega m_x^\beta m_n^\delta g l S_y b_3 Q \gamma_{\text{доп}}}{4m_x^\delta m_y^\beta K_{p.m.э}}. \quad (3.138)$$

Следовательно, по сравнению с (3.134), величина потребного момента уменьшается на величину, пропорциональную  $\gamma_{\text{доп}}$  и плотности воздуха (высоте полета). Однако в большинстве случаев для дозвукового самолета это уменьшение не превышает 15—25%.

Таким образом, сравнительно небольшое изменение момента рулевой машины элеронов по сравнению с потребным, полученным из условия обеспечения  $\gamma=0$ , даже в пределах технических допусков на рулевую машину, приводит к тому, что при отказе канала руля направления САУ нередко имеет место статическое значение угла крена  $\gamma_{\text{огр}}$ . Отсюда следует, что если это значение  $\gamma_{\text{огр}} > \gamma_{\text{доп}}$ , то этот случай приближается к третьему — к случаю ограничения угловой скорости крена такой величиной, при которой за время  $t_{\text{пер}}=5$  с угол крена (при  $\gamma_0=0$ ) не превышает  $\gamma_{\text{доп}}=25 \div 30^\circ$ .

Из условия ограничения угловой скорости крена потребный момент рулевой машины элеронов можно рассчитать на основании следующих соображений. При отклоненном руле направления самолет летит со скольжением, вызывающим появление момента  $M_x^\beta$ , который и компенсируется элеронами при выполнении условия (3.129). При неполной компенсации имеем либо выполнение условия (3.137), либо при еще более неполной компенсации — угловую скорость  $\omega_x$ , которую в первом приближении (в пренебрежении влиянием боковой силы от угла крена самолета) можно определить из соотношения

$$\omega_x = -\frac{b_2}{b_1}\beta - \frac{b_3}{b_1}\delta_s. \quad (3.139)$$

Для оценки справедливости этого допущения сравним величину  $\beta$ , полученную из системы (3.133), с величиной  $\beta_1$ , полученной в предположении, что  $\gamma=\gamma_{\text{доп}}$ , причем последнюю получим также из системы (3.133), введя в правую часть ее уравнения сил величину  $b_4\gamma_{\text{доп}}$  в качестве возмущения.

Итак, в первом случае имеем (см. 3.131)

$$\beta_1 = -\frac{a_3 + a_1a_7}{a_2 + a_1a_4} \delta_n; \quad (3.140)$$



для второго случая с учетом  $b_4 \gamma_{доп}$  и системы уравнений (3.131) получим

$$\beta_2 = \frac{a_1 b_4 \gamma_{доп} - (a_3 + a_1 a_7) \delta_n}{a_2 + a_1 a_4} \quad (3.141)$$

Разделив  $\beta_2$  на  $\beta_1$ , будем иметь

$$\frac{\beta_2}{\beta_1} = \frac{a_1 b_4 \gamma_{доп} - (a_3 + a_1 a_7) \delta_n}{(a_3 + a_1 a_7) \delta_n} \approx 1 - \frac{a_1 b_4 \gamma_{доп}}{a_3 \delta_n} \quad (3.142)$$

или иначе

$$\frac{\beta_2}{\beta_1} = 1 - \frac{m_y^{\omega} g l \gamma_{доп}}{2 m_y^{\delta} V^2 \delta_n} \quad (3.143)$$

Для современных дозвуковых самолетов второе слагаемое выражения (3.143), как правило, не превышает величины 0,1. Поэтому, как следует из выражения (3.143), можно считать

$$\beta_2 \approx \beta_1$$

и, следовательно, выражение (3.139) справедливо.

Из выражения (3.139) можно получить выражение для потребного отклонения элеронов в функции  $\delta_{н.отк}$  и  $\gamma_{доп}$ \*

$$\begin{aligned} \delta_{э.потр} &= -\frac{b_2}{b_1} \beta - \frac{\gamma_{доп} \delta_1}{t_{пер} b_3} = \\ &= \frac{m_x^{\beta} m_y^{\delta_n}}{m_y^{\beta} m_x^{\delta_3}} \delta_{н.отк} - \frac{m_x^{\omega} l \gamma_{доп}}{2 t_{пер} m_x^{\delta_3} V} \end{aligned} \quad (3.144)$$

Таким образом, потребное отклонение элеронов линейно зависит от отклонения руля направления (в нашем случае — при отказе канала руля направления САУ —  $\delta_{н.отк}$ ) и при  $\gamma_{доп} = \text{const}$  пропорционально скорости полета  $V$ . Переходя в (3.144) к моментам рулевых машин, получим

$$\begin{aligned} M_{потр.р.м.э} &= \frac{K_{р.м.н} m_x^{\beta} m_y^{\delta_n} m_{ш}^{\delta_3} S_3 b_3}{K_{р.м.э} m_y^{\beta} m_x^{\delta_3} m_{ш}^{\delta_n} S_n b_n} M_{огр.р.м.н} + \\ &+ \frac{m_x^{\omega} m_{ш}^{\delta_3} l S_3 b_3 \gamma_{доп} Q V}{4 m_x^{\delta_3} K_{р.м.э} t_{пер}} \end{aligned} \quad (3.145)$$

\* В выражении (3.144)  $\beta$  выражена через величину  $\delta_3$  из 2-го уравнения (3.131), что дает соотношение  $\beta = -\frac{b_3}{b_2} \delta_3$ ; используя (3.133), получают зависимость между  $\beta$  и  $\delta_n$  в установившемся полете.

В этом случае потребный момент рулевой машины уже существенно меньше, чем полученный из выражения (3.136). Действительно, первые слагаемые выражений (3.138) и (3.145) одинаковы, а отношение второго слагаемого выражения (3.145)\* ко второму слагаемому (3.138) для современных дозвуковых самолетов равно

$$\frac{m_y^{\beta} m_x^{\omega} V}{m_x^{\beta} m_y^{\omega} g t_{пер}} \gg 1. \quad (3.146)$$

Потребный момент рулевой машины элеронов при отказе двигателя самолета

Из (3.110) с учетом (3.112) нетрудно получить, что потребный угол отклонения элеронов для парирования момента  $M_{x.отк}$  как для астатической, так и статической стабилизации угла крена самолета при условии, что момент рулевой машины руля направления рассчитан по формуле (3.121), совершенно одинаков и равен

$$\delta_{э.потр} = \frac{M_{x.отк}}{b_3} \quad (3.147)$$

Разница заключается в том, что в случае статической по крену САУ и при условии, что располагаемое отклонение элеронов равно  $\delta_{э.потр}$ , из выражения (3.147) может быть получена статическая ошибка по крену, равная

$$\gamma = \frac{M_{x.отк}}{b_3 t_3} \quad (3.148)$$

самолет в этом случае по существу совершает разворот.

Расчет потребного момента рулевой машины элеронов произведем для двух случаев:

1) момент рулевой машины руля направления равен значению, полученному из формулы (3.121);

2) момент рулевой машины руля направления меньше значения, полученного из выражения (3.121).

Для первого случая имеем:

а) при условии, что

$$\delta_{э.расп} = \delta_{э.потр},$$

из (3.147) с учетом (3.126) и (3.127) получим

$$M_{потр.р.м.э} = \frac{m_{ш}^{\delta_3} S_3 b_3}{m_x^{\delta_3} S l K_{р.м.э}} M_{x.отк} J_x \quad (3.149)$$

\* Они отрицательны, поскольку все производные  $m_x^{\beta}$ ,  $m_y^{\beta}$ ,  $m_x^{\omega}$ ,  $m_y^{\omega}$  меньше нуля.

Таким образом, потребный момент рулевой машины элеронов практически линейно зависит от момента  $\mathfrak{M}_x \text{отк}$ , довольно сложным образом зависящего от режима полета. Однако наиболее опасен отказ двигателя на режимах взлета и посадки самолета, причем особенно опасен отказ двигателя в режиме взлета самолета, на котором тяга двигателей велика. Поэтому именно на этих режимах и следует производить расчет  $M_{\text{потр.р.м.э}}$ , приняв большее из двух полученных при этом значений;

б) при условии, что

$$\delta_{\text{э.расп}} < \delta_{\text{э.потр}}$$

$\delta_{\text{э.потр}}$  определяется из (3.147).

В этом случае угловая скорость крена ограничивается величиной  $\frac{Y_{\text{доп}}}{t_{\text{пер}}}$ , причем с учетом приведенных в разд. 3.3 соображений для расчета потребного момента рулевой машины элеронов можно воспользоваться вторым уравнением системы (3.110) при  $\beta=0$ . Для установившегося состояния имеем

$$b_1 \frac{Y_{\text{доп}}}{t_{\text{пер}}} = \mathfrak{M}_x \text{отк} - b_3 \delta_{\text{э}}, \quad (3.150)$$

откуда с учетом (3.126) и (3.127), заменяя коэффициенты  $b_1$  и  $b_3$  их значениями через аэродинамические производные, получим

$$M_{\text{потр.р.м.э}} = \frac{m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{э}}} S_{\text{э}} b_{\text{э}} J_x}{m_x^{\delta_{\text{э}}} S i K_{\text{р.м.э}}} \mathfrak{M}_x \text{отк} + \frac{m_x^{\omega} m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{э}}} S_{\text{э}} b_{\text{э}} Y_{\text{доп}} / QV}{4 J_x m_x^{\delta_{\text{э}}} U_{\text{р.м.э}} t_{\text{пер}}}. \quad (3.151)$$

Таким образом, по сравнению с потребным моментом рулевой машины, рассчитанным при условии  $\gamma=0$  (3.149), в рассматриваемом случае момент рулевой машины элеронов уменьшается на величину, существенно зависящую от высоты и скорости полета самолета. Расчет величины  $M_{\text{потр.р.м.э}}$  в этом случае целесообразно производить для режимов взлета и захода самолета на посадку.

Во втором случае для астатической по крену САУ имеем: а)  $\gamma=0$ . Для расчета потребного момента рулевой машины элеронов воспользуемся уравнениями движения самолета:

$$\left. \begin{aligned} (p + a_1) \omega_y + a_2 \beta &= \mathfrak{M}_y \text{отк} - a_3 \delta_{\text{н.огр}}; \\ b_2 \beta + b_3 \delta_{\text{э}} &= \mathfrak{M}_x \text{отк}; \quad -\omega_y + (p + a_4) \beta = -a_7 \delta_{\text{н.огр}}. \end{aligned} \right\} \quad (3.152)$$

Для потребного отклонения элеронов из (3.152) в установившемся движении получим

$$\delta_{\text{э.потр}} = \frac{\mathfrak{M}_x \text{отк}}{b_3} - \frac{\mathfrak{M}_y \text{отк} b_2}{b_3 (a_2 + a_1 a_4)} + \frac{(a_3 + a_7 a_1) b_2}{b_3 (a_2 + a_1 a_4)} \delta_{\text{н.огр}} \quad (3.153)$$

или приближенно

$$\delta_{\text{э.потр}} \approx \frac{\mathfrak{M}_x \text{отк}}{b_3} - \frac{\mathfrak{M}_y \text{отк} b_2}{b_3 a_2} + \frac{a_3 b_2}{b_3 a_2} \delta_{\text{н.огр}}. \quad (3.154)$$

Раскрывая выражения коэффициентов  $a_i$  и  $b_i$  через аэродинамические производные и принимая во внимание (3.126), (3.127) и связь между  $\delta_{\text{н.огр}}$  и  $M_{\text{огр.р.м.н}}$ , будем иметь

$$\delta_{\text{н.огр}} = \frac{M_{\text{огр.р.м.н}} K_{\text{р.м.н}}}{\left( m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{н}}} + m_{\text{ш}}^{\beta} \frac{m_y^{\delta_{\text{н}}}}{m_y^{\beta}} \right) S_{\text{н}} b_{\text{н}} q} \quad (3.155)$$

и

$$\begin{aligned} M_{\text{потр.р.м.э}} &= \frac{m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{э}}} S_{\text{э}} b_{\text{э}} J_x}{K_{\text{р.м.э}} m_x^{\delta_{\text{э}}} S i} \mathfrak{M}_x \text{отк} + \frac{m_x^{\omega} m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{э}}} S_{\text{э}} b_{\text{э}} J_y}{m_x^{\delta_{\text{э}}} m_y^{\beta} S i K_{\text{р.м.э}}} \mathfrak{M}_y \text{отк} + \\ &+ \frac{m_y^{\delta_{\text{н}}} m_x^{\beta} K_{\text{р.м.н}} S_{\text{э}} t_{\text{э}} m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{э}}} M_{\text{огр.р.м.н}}}{m_x^{\delta_{\text{э}}} m_y^{\beta} K_{\text{р.м.э}} S_{\text{н}} b_{\text{н}} \left( m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{н}}} + m_{\text{ш}}^{\beta} \frac{m_y^{\delta_{\text{н}}}}{m_y^{\beta}} \right)}. \end{aligned} \quad (3.156)$$

Сравнивая полученное значение  $M_{\text{потр.р.м.э}}$  со значением (3.149), нетрудно видеть, что потребный момент рулевой машины элеронов в данном случае увеличивается на величину, равную двум последним слагаемым. Напомним, что при определении момента по формуле (3.149) момент  $\mathfrak{M}_y \text{отк}$  компенсировался также с помощью руля направления. Это увеличение потребного момента рулевой машины элеронов тем больше, чем меньше величина  $M_{\text{огр.р.м.н}}$ .

Если сумма последних двух слагаемых выражения (3.155) не равна нулю, угол скольжения  $\beta$  самолета также отличен от нуля.

В случае, если САУ обеспечивает статическую стабилизацию самолета по крену, очевидно, условие  $\gamma=0$  также не выполняется, однако если рассчитывать величину  $M_{\text{потр.р.м.э}}$  из условия минимальной статической ошибки по углу крена, то она получится практически такой же, как и из выражения (3.156).

б) В случае ограничения угловой скорости крена величиной  $\omega_x = \frac{Y_{\text{доп}}}{t_{\text{пер}}}$  потребный момент рулевой машины элеронов можно рассчитать на основании допущений, сделанных при расчете момента рулевой машины элеронов при отказе двигателя самолета, и уравнений установившегося движения самолета:

$$\left. \begin{aligned} a_1 \omega_y + a_2 \beta &= \mathfrak{M}_y \text{отк} - a_3 \delta_{\text{н.огр}}; \\ b_2 \beta + b_3 \delta_{\text{э}} &= \mathfrak{M}_x \text{отк} - b_1 \frac{Y_{\text{доп}}}{t_{\text{пер}}}; \quad -\omega_y + a_4 \beta = -a_7 \delta_{\text{н.огр}}. \end{aligned} \right\} \quad (3.157)$$

Из (3.157) получим следующее значение потребного отклонения элеронов:

$$\delta_{\text{э.потр}} = \frac{\mathfrak{M}_x \text{отк}}{b_3} - \frac{b_1 Y_{\text{доп}}}{b_3 t_{\text{пер}}} - \frac{\mathfrak{M}_y \text{отк} b_2}{b_3 (a_2 + a_1 a_4)} + \frac{b_2 (a_3 + a_1 a_7)}{b_3 (a_2 + a_1 a_4)} \delta_{\text{н.огр}}. \quad (3.158)$$

Принимая во внимание (3.126), (3.127) и (3.155) и пренебрегая малыми величинами, получим следующее выражение для потребного момента рулевой машины элеронов:

$$M_{\text{потр.р.м.э}} \approx \frac{m_{\text{ш}}^{\delta} S_{\delta} b_{\delta} J_x}{K_{\text{р.м.э}} m_x^{\delta} S l} \mathfrak{M}_{x \text{отк}} - \frac{m_x^{\beta} m_{\text{ш}}^{\delta} S_{\delta} b_{\delta} J_y}{m_x^{\delta} m_y^{\beta} S l K_{\text{р.м.э}}} \mathfrak{M}_{y \text{отк}} +$$

$$+ \frac{m_y^{\delta} m_x^{\beta} K_{\text{р.м.н}} S_{\delta} b_{\delta} m_{\text{ш}}^{\delta}}{m_x^{\delta} m_y^{\beta} K_{\text{р.м.э}} S_{\text{н}} b_{\text{н}} \left( m_{\text{ш}}^{\delta} + m_{\text{ш}}^{\beta} \frac{m_y^{\delta}}{m_y^{\beta}} \right)} M_{\text{огр.р.м.н}} +$$

$$+ \frac{m_x^{\omega} S_{\delta} b_{\delta} m_{\text{ш}}^{\delta} l Q \gamma_{\text{доп}} V}{4 m_x^{\delta} K_{\text{р.м.э}} t_{\text{пер}}}$$

Таким образом, допущение крена самолета с угловой скоростью  $\omega_x = \frac{\gamma_{\text{доп}}}{t_{\text{пер}}}$  приводит к уменьшению потребного момента рулевой машины элеронов по сравнению с первым случаем на величину, зависящую от скорости полета самолета и на малых скоростях полета могущую достигать существенных значений. Расчет  $M_{\text{потр.р.м.э}}$  в этом случае следует, очевидно, тем не менее производить по-прежнему на режимах взлета и захода на посадку.

#### Порядок расчета моментов рулевых машин руля направления и элеронов. Область применимости метода

1) Потребный момент рулевой машины руля направления с точки зрения безопасности полета рассчитывается исходя из следующих условий:

- ограничения допустимого значения боковой перегрузки  $n_{z \text{ доп}}$  самолета при отказе канала руля направления САУ;
- парирования последствий отказа двигателей самолета (количество двигателей, отказ которых должен парироваться, оговаривается в технических требованиях на САУ);
- парирования внешних возмущений, в качестве которых рассматривается турбулентность атмосферы, причем в этом случае момент рулевой машины принимается равным или большим удвоенного среднего квадратичного значения.

Из полученных в пп. «а» и «б» значений моментов выбирается величина  $M_{\text{огр.р.м.н}}^{n_z}$  и если она меньше полученной в п. «в», то либо приходится мириться с некоторым ухудшением качества процесса стабилизации системы «самолет — САУ», либо отказываться от рассматриваемого способа обеспечения безопасности полета.

Если величина момента, полученная в п. «а», меньше, чем полученная в п. «б», то часть «нагрузки» по парированию последствий отказа двигателей приходится на канал элеронов САУ; в противном случае отказ двигателя заведомо полностью парируется отклонением руля направления САУ.

2) Потребный момент рулевой машины элеронов рассчитывается исходя из следующих условий:

а) ограничения угла крена самолета величиной  $\gamma_{\text{доп}}$  при отказе канала элеронов САУ;

б) ограничения угла крена самолета величиной  $\gamma_{\text{доп}}$  при отказе канала руля направления САУ;

в) ограничения угла крена самолета величиной  $\gamma_{\text{доп}}$  при отказе двигателя самолета как для случая парирования момента  $\mathfrak{M}_{y \text{отк}}$  отклонением руля направления самолета (в этом случае в расчет принимается лишь момент  $\mathfrak{M}_{x \text{отк}}$ ), так и для случая, если развивающийся при этом момент  $\mathfrak{M}_{y \text{отк}}$  не может быть полностью парирован отклонением руля направления\*;

г) парирования внешних возмущений, действующих на самолет, в качестве которых принимается атмосферная турбулентность.

Из полученных значений  $M_{\text{потр.р.м.э}}$  в пп. «б» и «в» берется наибольшее и сравнивается с полученными в пп. «а» и «г»; если последние больше, то из полученных в пп. «а» и «г» берется наименьшее значение в качестве рекомендуемого. При этом иногда приходится мириться с некоторым ухудшением качества процесса стабилизации самолета (если расчет по пп. «г» дает при этом условия большее значение  $M_{\text{потр.р.м.э}}$ , чем по п. «а»). В противном случае приходится отказываться от применения ограничения моментов рулевых машин элеронов в качестве средства обеспечения безопасности.

Поскольку исходя из ограничения  $n_z$  можно считать величину  $M_{\text{огр.р.м.н}}$  не зависимой от режима полета, то пределы применимости ограничения моментов рулевых машин руля направления и элеронов на сравнительно больших высотах полета (в первом диапазоне высот) лимитируются рулевой машиной элеронов.

Для построения границ применимости метода для принятых условий расчета, исходя, например, из  $\gamma = 0$  или  $\gamma_{\text{доп}}/t_{\text{пер}} \leq \omega_x \text{ доп}$  и т. д., по соответствующим формулам в области  $H, V$  для данного самолета определяются подобласти, в которых выполняются условия ограничения как при отказах канала элеронов, руля направления, так и при отказе двигателя самолета. Областью применимости метода является общая часть всех построенных таким образом подобластей. Нижняя граница области применимости метода определяется, как правило, моделированием системы «самолет — САУ» при отказах канала элеронов, руля направле-

\* Напомним, что для самолета с ТРД величину  $\mathfrak{M}_{x \text{отк}}$  можно принять равной нулю.

ния САУ и отказе двигателя с учетом вывода самолета в безопасный режим полета. Построенная таким образом область применимости и дает возможность вынести окончательное суждение о целесообразности применения рассмотренных средств.

**Некоторые общие соображения.** Ограничение моментов рулевых машин рулей высоты и направления САУ служит неплохим средством ограничения нормальной  $n_y$  и боковой  $n_z$  перегрузок дозвукового самолета, возникающих при отказах в каналах рулей направления и элеронов САУ.

Однако следует иметь в виду, что это справедливо только в том случае, когда на самолете либо имеется непосредственная кинематическая связь рулей с рулевыми машинами, либо когда он оснащен обратимыми гидроусилителями. При применении на самолете необратимых гидроусилителей ограничение постоянных значений перегрузок  $n_y$  и  $n_z$  возможно лишь в том случае, если загружающие устройства в проводке управления самолета имеют коррекцию усилия загрузки по скоростному напору, либо если максимальный момент рулевой машины (или ограничивающее его устройство) зависит от скоростного напора. Выполнить это условие принципиально возможно, но это приводит к усложнению проводки управления самолета или САУ, что, вообще говоря, в свою очередь приводит к уменьшению уровня безопасности  $P_{без}$ .

Поскольку в настоящее время многие самолеты, в том числе и дозвуковые пассажирские, оснащаются необратимыми гидроусилителями, указанный недостаток является довольно существенным, хотя не исключающим ограничение моментов рулевых машин САУ в целях обеспечения безопасности полета. Другим недостатком рассматриваемого метода является выход самолета при отказах САУ на довольно значительные перегрузки, достаточно хорошо ощущаемые пассажирами. Таким образом, в данном случае не обеспечивается комфорт пассажиров при отказах САУ, на который в настоящее время обращается серьезное внимание. И наконец, третьим существенным недостатком метода является необходимость обеспечения равенства нулю момента рулевой машины при изменении балансировочного положения руля высоты самолета. Для этого необходимо или периодически отключать САУ для осуществления балансировки самолета летчиком с последующим включением САУ или устанавливать на борт самолета автоматический триммер руля высоты и синхронизировать в САУ изменение угла тангажа полета. При этом в расчет величины  $P_{без}$  необходимо включить вероятность возможного отказа автотриммера, что, естественно, снижает величину  $P_{без}$ .

Несмотря на указанные недостатки ограничение моментов рулевых машин находит широкое применение в качестве меры безопасности полета современных самолетов, как вспомогательное средство на случай выхода из строя других, основных,

средств, тем более что ограничение момента рулевой машины нередко может быть достигнуто за счет естественного ограничения момента ее двигателя. Следовательно, надежность такого устройства может быть очень высокой, и применение метода, наряду с другими, приводит к увеличению  $P_{без}$ , особенно существенно в тех случаях, когда изменения балансировочного положения руля самолета невелики и происходят достаточно медленно. Заметим, что нередко имеет место зависимость градиента шарнирного момента  $M_{ш}^{\delta}$ , приведенного к рулевой машине, не только от скоростного напора, но и от отклонения руля самолета. Это является следствием нелинейности кинематической связи между отклонениями руля и выходного звена рулевой машины и нелинейности зависимости коэффициента  $m_{ш}^{\delta}$  от отклонения руля самолета. В этом случае при расчете  $M_{огр}$  необходимо учитывать имеющие место нелинейные зависимости, это, конечно, несколько усложняет расчет, но не меняет существа дела и качественных выводов.

Если на самолете установлены необратимые гидроусилители и нагружающие устройства не имеют коррекции в зависимости от скоростного напора, то ограничение момента рулевой машины, очевидно, сводится к ограничению угла отклонения руля самолета.

При наличии в проводке управления самолета обратимых гидроусилителей при расчете приведенного к валу рулевой машины шарнирного момента необходимо учитывать коэффициент обратимости гидроусилителя. Все сказанное выше о возможности ограничения параметров движения самолета путем ограничения момента рулевой машины справедливо и в этом случае.

## Ограничение углов отклонения рулей и элеронов самолета

### Ограничение угла отклонения рулевой машины руля высоты

Ограничивая угол отклонения рулевой машины руля высоты (а тем самым и руля высоты самолета), возможно ограничить лишь параметры движения самолета первой группы.

### Ограничение перегрузки самолета $n_y$

Для рассмотрения возможности ограничения перегрузки  $n_y$  путем ограничения угла отклонения рулевой машины руля высоты воспользуемся выражением (3.91), преобразовав его к виду

$$\delta_{огр.р.м.в}^{n_y} = \frac{\left( gm_z^{\omega} z_b \frac{Q}{2} + \frac{m_z^c y G}{S} \right) K_{р.м.в} \Delta n_y}{m_z^{\delta} e q} \quad (3.160)$$

Из (3.160) следует, что при  $\Delta n_{y \text{ доп}} = \text{const}$  необходимо изменить предельное значение  $\delta_{\text{огр.р.м.в}}^{n_y}$  обратно пропорционально скоростному напору. При  $\delta_{\text{огр.р.м.в}} = \text{const}$  величина  $\Delta n_{y \text{ огр}}$  будет увеличиваться пропорционально скоростному напору. Поэтому применение ограничения отклонения рулевой машины руля высоты для ограничения перегрузки самолета нецелесообразно.

### Ограничение величины $c_y$

Возможность ограничения величины  $c_y$  рассматриваемым способом нетрудно оценить, проанализировав выражение

$$\Delta \delta_{\text{огр.р.м.в}}^{c_y} = - \frac{\left( m_z^{c_y} + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{S}{m} \cdot b_a \frac{q}{2} \right) \left( c_{y \text{ доп}} - \frac{G}{Sq} \right) K_{p.m.v}}{m_z^{\delta_B}}, \quad (3.161)$$

полученное на основании формулы (3.95).

Нетрудно показать, что выражение

$$m_z^{c_y} + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{S}{m} \cdot b_a \frac{q}{2}$$

практически не зависит от высоты полета самолета и что оно, как правило, равно

$$m_z^{c_y} + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{S}{m} \cdot b_a \frac{q}{2} \approx m_z^{c_y}.$$

Тогда выражение (3.161) можно привести к виду

$$\Delta \delta_{\text{огр.р.м.в}}^{c_y} \approx - \frac{m_z^{c_y} K_{p.m.v}}{m_z^{\delta_B}} \left( c_{y \text{ доп}} - \frac{G}{Sq} \right). \quad (3.162)$$

Из последнего выражения очевидно, что при условии  $c_{y \text{ доп}} = \text{const}$ , справедливом для дозвуковых самолетов, необходимо ограничивать отклонение рулевой машины руля высоты от балансировочного положения величиной, зависящей от скоростного напора  $q$ . Следовательно, для целей ограничения  $c_y$  ограничение отклонения рулевой машины руля высоты от балансировочного положения постоянной величиной  $\delta_{\text{огр.р.м.в}}^{c_y} = \text{const}$  неприемлемо.

Рассмотрим возможность применения для этой цели ограничения отклонения рулевой машины руля высоты от геометриче-

ски нейтрального положения. Для этого воспользуемся выражением для балансировочного положения руля [14]

$$\delta_{\text{в.бал}} = - \delta_0 - \frac{G}{S} \frac{m_z^{c_y}}{m_z^{\delta_B}} \frac{1}{q}, \quad (3.163)$$

где

$$\delta_0 = \frac{m_{z_0 \text{ б.г.о}} - k A_{r.o} c_{y \text{ г.о}}^a (\alpha_0 + \varphi - \epsilon)}{m_z^{\delta_B}}.$$

Здесь  $m_{z_0 \text{ б.г.о}}$  — коэффициент момента самолета без горизонтального оперения;

$k$  — коэффициент торможения потока у оперения;

$$A_{r.o} = \frac{S_{r.o} L_{r.o}}{S b_a};$$

$S_{r.o}$  — площадь горизонтального оперения;

$\varphi$  — угол установки горизонтального оперения;

$\epsilon$  — угол скоса потока у горизонтального оперения.

Величина  $\delta_0$  зависит от конструктивных особенностей самолета и числа  $M$ . Для дозвукового самолета можно считать

$$\delta_0 = \text{const}.$$

Сложим теперь выражения (3.162) и (3.163); получим

$$\delta_{\text{в.бал.р.м.в}} + \Delta \delta_{\text{огр.р.м.в}}^{c_y} = - \frac{m_z^{c_y} K_{p.m.v}}{m_z^{\delta_B}} c_{y \text{ доп}} - \delta_0. \quad (3.164)$$

Нетрудно видеть, что в левой части выражения (3.164) имеется отклонение рулевой машины руля высоты от геометрической нейтралы, т. е.

$$\delta_{\text{огр.р.м.в}}^{c_y} = - \frac{m_z^{c_y} K_{p.m.v}}{m_z^{\delta_B}} c_{y \text{ доп}} - \delta_0. \quad (3.165)$$

Поскольку для дозвукового самолета (особенно на малых скоростях полета, на которых особенно важно ограничение величины  $c_y$ ) можно положить  $c_{y \text{ доп}} = \text{const}$ , то получим

$$\delta_{\text{огр.р.м.в}}^{c_y} = \text{const},$$

и, следовательно, ограничение отклонения рулевой машины руля высоты от геометрически нейтрального положения можно считать хорошим способом ограничения  $c_y$  самолета величиной  $c_{y \text{ доп}}$ .

## Ограничение угла тангажа самолета величиной $\vartheta_{\text{доп}}$

Возможность ограничения угла тангажа самолета путем ограничения отклонения рулевой машины руля высоты можно оценить, воспользовавшись передаточной функцией  $W_{\frac{\delta}{\delta}}^{\vartheta}(\rho)$  из при-

ложения 2, раскрыв в ней выражения для коэффициентов  $c_i$ . Тогда получим

$$\omega_{z \text{ огр}} = - \frac{m_z^{\delta} n_Q V}{2 \left( m_z^{\omega} z b_a \frac{Q}{2} + \frac{m}{S} m_z^{c_y} \right) K_{\text{р.м.в}}} \Delta \delta_{\text{огр.р.м.в}}$$

откуда с учетом (3.97) будем иметь

$$\Delta \delta_{\text{огр.р.м.в}}^{\vartheta} = \frac{2K_{\text{р.м.в}} \left( \vartheta_{\text{доп}} - \frac{G}{S c_y^{\alpha} q} \right) \left( m_z^{\omega} z b_a \frac{Q}{2} + \frac{m}{S} m_z^{c_y} \right)}{m_z^{\delta} n_Q V t_{\text{пер}}} \quad (3.166)$$

Анализ выражения (3.166) приводит к выводу, что для эффективного ограничения угла тангажа самолета пришлось бы изменять ограничение угла отклонения рулевой машины руля высоты от балансировочного положения  $\delta_{\text{огр.р.м.в}}^{\vartheta}$  по довольно сложному закону в функции высоты и скорости полета самолета. К такому же выводу нетрудно прийти и по отношению к возможности ограничения угла тангажа самолета путем ограничения угла отклонения рулевой машины руля высоты от геометрической нейтрали, сопоставив для этого выражения (3.161), (3.163) и (3.166). Поэтому ограничение отклонения рулевой машины руля высоты с целью ограничения угла тангажа самолета величиной  $\vartheta_{\text{доп}}$  нецелесообразно.

Итак, путем наложения ограничения на угол отклонения рулевой машины руля высоты от его геометрически нейтрального положения достаточно просто ограничивается величина  $c_y$  самолета; ограничение перегрузки  $n_y$  и угла тангажа самолета  $\vartheta$  рассматриваемым способом крайне затруднительно и потому нецелесообразно, причем безразлично, ограничивается ли угол отклонения рулевой машины от балансировочного положения или от геометрической нейтрали.

### Пределы применимости ограничения угла отклонения рулевой машины руля высоты в качестве средства обеспечения безопасности

Как нетрудно видеть из выражения (3.165), пределы применимости этого средства практически распространяются на всю область полетных режимов первого диапазона высот для дозву-

кового самолета. Некоторое изменение величины  $\delta_{\text{огр.р.м.в}}^{c_y}$  в зависимости от числа  $M$  полета, имеющее место при сравнительно больших числах  $M$ , не имеет практического значения, поскольку на скоростных напорах [см. (3.101)]  $q > q_1$  начинает преобладать необходимость ограничения перегрузки самолета  $n_y$ , что удобнее осуществлять ограничением момента рулевой машины руля высоты. Поэтому одновременное ограничение угла отклонения рулевой машины руля высоты от геометрической нейтрали и ее момента дает возможность при отказе САУ одновременно ограничивать величины  $c_y$  и  $n_y$  самолета на всех режимах его полета, соответствующих первому диапазону высот. Таким образом эти два метода довольно удачно дополняют друг друга в случае, если самолет не оснащен необратимым гидросилителем в канале управления рулем высоты самолета. Тем самым удается ограничить два основных параметра движения самолета 1-й группы, однако не удастся ограничить угол тангажа самолета, для чего следует применять специальные меры (ограничение управляющего сигнала в САУ по углу тангажа, отключение САУ по достижении самолетом предельного угла тангажа и др.).

### Ограничение угла отклонения рулевой машины руля направления

#### Ограничение боковой перегрузки $n_z$

Воспользовавшись выражением (3.105), нетрудно получить

$$\delta_{\text{огр.р.м.н}}^{n_z} \approx - \frac{m_y^{\beta} \frac{G}{S} n_{z \text{ доп}}}{(m_y^{\delta} c_z^{\beta} - m_y^{\beta} c_z^{\delta n}) K_{\text{р.м.н}} q} \quad (3.167)$$

Из выражения (3.167) очевидно, что для ограничения перегрузки  $n_z$  постоянной величиной  $n_{z \text{ доп}} = \text{const}$  необходимо изменять величину  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}^{n_z}$  в зависимости от веса самолета и скоростного напора  $q$ . Однако если рассчитать величину  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}^{n_z}$  при максимальном скоростном напоре  $q$ , то, очевидно, на всех режимах полета заведомо будет обеспечено условие

$$n_z \leq n_{z \text{ доп}}$$

При этом может получиться слишком малая величина  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}^{n_z}$  существенно меньшая, чем потребное отклонение руля направления для парирования момента  $M_{y \text{ отк}}$  при отказе двигателя самолета.

## Ограничение угла скольжения $\beta$

Подставив в выражение (3.108) значения коэффициента  $a_i$  и сделав очевидные преобразования, получим

$$\delta_{огр.р.м.н}^{\beta} = - \frac{m_y^{\beta}}{m_y^{\delta} K_{р.м.н}} \beta_{доп}. \quad (3.168)$$

Поскольку производные  $m_y^{\beta}$  и  $m_y^{\delta}$  для дозвукового самолета практически постоянны, то, как видно из (3.168) при  $\beta_{доп} = \text{const}$  (как правило, задается  $\beta_{доп} = \text{const}$ ),

$$\delta_{огр.р.м.н}^{\beta} = \text{const}$$

и ограничение отклонения руля направления является хорошим средством ограничения величины  $\beta$ .

Потребное отклонение руля направления для парирования момента при отказе двигателя самолета

Потребное отклонение руля направления в этом случае равно

$$\delta_{н.потр} \approx \frac{M_y \text{отк}}{a_3}$$

и сохраняется примерно таким же и в случае статической по крену САУ. Поэтому здесь рассмотрим только зависимость от режима полета величины  $\delta_{потр.р.м.н}$  для астатической по крену САУ. Воспользуемся для этого выражением (3.119), из которого следует

$$\delta_{потр.р.м.н} = \frac{K c_{x_0} Z_{дв}}{m_y^{\delta} K_{р.м.н}} + \frac{K Z_{дв} G^2}{\pi S l^3 m_y^{\delta} K_{р.м.н} q}. \quad (3.169)$$

Очевидна существенная зависимость величины  $\delta_{потр.р.м.н}$  от скоростного напора самолета. Целесообразно производить расчет величины  $\delta_{потр.р.м.н}$  при скоростном напоре, имеющем место в режиме захода на посадку или взлета самолета (в этом случае величина  $q$  близка к  $q_{min}$ ) и при максимальном весе самолета. Следует иметь в виду, что в этом случае получается величина  $\delta_{потр.р.м.н}$ , близкая к максимально возможному отклонению руля направления; поэтому можно считать, что парирование последствий отказа двигателя самолета целесообразно в максимально возможной степени возложить на рулевую машину элеронов.

## Ограничение отклонения рулевой машины элеронов

Ограничение угла крена величиной  $\gamma_{доп}$

Рассмотрим выражение (3.125). Подставим в него значения коэффициентов  $b_i$  и получим

$$\delta_{огр.р.м.э}^{\gamma} = - \frac{m_z^{\alpha} t_{пер} \gamma_{доп}}{2 m_x^{\beta} K_{р.м.э} t_{пер} V}. \quad (3.170)$$

Анализ этого выражения приводит к заключению, что для ограничения  $\gamma_{доп} = \text{const}$  необходимо откорректировать величину  $\delta_{огр.р.м.э}^{\gamma}$  в функции скорости полета. В случае расчета величины  $\delta_{огр.р.м.э}^{\gamma}$  при  $V_{max}$  величина  $\gamma_{огр}$  при  $t_{пер} = \text{const}$  с уменьшением скорости уменьшается, что качественно совпадает с условием (3.124). Поэтому можно считать, что ограничение угла отклонения рулевой машины элеронов величиной, полученной из выражения (3.170) при условии  $V_{max}$ , дает возможность достаточно хорошо ограничить угол крена самолета

$$\gamma \leq \gamma_{доп}$$

Потребное отклонение рулевой машины элеронов при отказе в канале руля направления САУ

Отклонение руля направления при отказе САУ в канале руля направления определяется либо ограничением отклонения рулевой машины руля направления, либо ограничением ее момента. Рассмотрим оба эти случая, определив при этом выражения для потребного отклонения рулевой машины элеронов при одном из следующих трех условий:

- 1) при нулевом угле крена  $\gamma_{уст} = 0$ ;
- 2) при ненулевом угле крена  $\gamma_{уст} = \gamma_{доп}$ ;
- 3) при таком ограничении угловой скорости крена, при котором через  $t_{пер} = 5$  с угол крена самолета  $\gamma$  не превысит  $\gamma_{доп}$  (как правило, равного  $25-30^\circ$ ) при исходном значении угла крена  $\gamma = 0$ .

В случае  $\gamma_{уст} = 0$  воспользуемся выражением (3.133), дающим линейную связь между  $\delta_{потр.р.м.э}$  и  $\delta_{огр.р.м.н}$ :

$$\delta_{потр.р.м.э} \approx \frac{m_x^{\beta} m_y^{\delta} K_{р.м.н}}{m_y^{\beta} m_x^{\delta} K_{р.м.э}} \delta_{огр.р.м.н} \quad (3.171)$$

причем величина  $\delta_{огр.р.м.н}$  определяется одним из выражений (3.167), (3.168) и (3.169).

В случае, если ограничен момент рулевой машины руля направления, то связь между моментом  $M_{огр.р.м.н}$  и потребным от-

клонением рулевой машины элеронов  $\delta_{\text{потр.р.м.э}}$  можно получить из (3.133) и (3.120):

$$\delta_{\text{потр.р.м.э}} = \frac{m_x^\beta m_y^{\delta_x} K_{\text{р.м.н}} M_{\text{огр.р.м.н}}}{m_y^\beta m_x^{\delta_y} m_{\text{ш}}^{\delta_n} S_n \delta_n K_{\text{р.м.э}q}} \quad (3.172)$$

Следовательно, поскольку угол отклонения либо момент рулевой машины руля направления ограничиваются постоянными величинами, то в рассматриваемом случае простая связь имеет место только между  $\delta_{\text{потр.р.м.э}}$  и  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$ .

Для случая  $\gamma_{\text{уст}} = \gamma_{\text{доп}}$  величина потребного отклонения рулевой машины элеронов несколько уменьшается, а именно:

$$\delta_{\text{потр.р.м.э}} = \frac{m_x^\beta m_y^{\delta_x} K_{\text{р.м.н}}}{m_y^\beta m_x^{\delta_y} K_{\text{р.м.э}}} \delta_{\text{огр.р.м.н}} - \frac{m_y^{\bar{\omega}} m_x^\beta \cdot g l \gamma_{\text{доп}}}{2 m_x^{\delta_y} m_y^\beta K_{\text{р.м.э}} V^2} \quad (3.173)$$

Это уменьшение, как правило, не превышает 15—25% от значения, соответствующего случаю  $\gamma_{\text{уст}} = 0$ . То же имеет место и для случая ограничения момента рулевой машины руля направления. Изменение величины  $\delta_{\text{потр.р.м.э}}$  на 15—25% нередко лежит в пределах технических допусков, поэтому в этом смысле случаи  $\gamma_{\text{уст}} = 0$  и  $\gamma_{\text{уст}} = \gamma_{\text{доп}}$  можно считать идентичными.

Для случая ограничения угловой скорости крена  $\omega_x$  при отказе в канале руля направления САУ потребное отклонение рулевой машины элеронов определяется из (3.144):

$$\delta_{\text{потр.р.м.э}} = \frac{m_x^\beta m_y^{\delta_x} \delta_{\text{огр.р.м.н}}}{m_y^\beta m_x^{\delta_y} K_{\text{р.м.э}}} - \frac{m_x^{\bar{\omega}} l \gamma_{\text{доп}}}{2 t_{\text{пер}} m_x^{\delta_y} K_{\text{р.м.э}} V} \quad (3.174)$$

где  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$  по-прежнему определяется одним из выражений (3.167), (3.168) и (3.169).

Если же ограничен момент рулевой машины руля направления, то в этом случае на основании выражений (3.144) и (3.120) имеем

$$\delta_{\text{потр.р.м.э}} = \frac{m_x^\beta m_y^{\delta_x} K_{\text{р.м.н}}}{m_y^\beta m_x^{\delta_y} K_{\text{р.м.э}} m_{\text{ш}}^{\delta_n} S_n \delta_n q} M_{\text{огр.р.м.н}} - \frac{m_x^{\bar{\omega}} l \gamma_{\text{доп}}}{2 t_{\text{пер}} m_x^{\delta_y} K_{\text{р.м.э}} V} \quad (3.175)$$

Анализируя выражения (3.174) и (3.175), можно прийти к выводу, что в случае ограничения отклонения рулевой машины руля направления  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$  и при расчете  $\delta_{\text{потр.р.м.э}}$  исходя из максимальной скорости полета  $V$  (при этом берется, естественно,  $\delta_{\text{потр.р.м.э}} = \text{const}$ ), угол крена, достигаемый самолетом при отказе канала руля направления САУ за время  $t_{\text{пер}}$ , уменьшается с уменьшением скорости полета, что качественно согласуется с изменением допустимого значения угла крена  $\gamma_{\text{доп}}$  по режимам полета (см. 3.123).

При ограничении момента рулевой машины руля направления зависимость угла крена при  $\delta_{\text{потр.р.м.э}} = \text{const}$  [рассчитанной по формуле (3.175)] получается более сложной. Здесь сказывается существенная зависимость  $\gamma$  от высоты полета; при  $H = \text{const}$  с уменьшением скорости полета величина  $\gamma$ , достигаемая за время  $t_{\text{пер}}$ , увеличивается, что противоречит требованиям. Поэтому не следует рекомендовать комбинировать в качестве меры обеспечения безопасности полета самолета ограничение отклонения рулевой машины элеронов с ограничением момента рулевой машины руля направления.

#### Потребное отклонение рулевой машины элеронов при отказе двигателей самолета

Для парирования момента, действующего на самолет при отказе двигателя самолета, либо приходится использовать практически полное отклонение руля направления самолета, либо в значительной мере использовать при этом элероны самолета. В последнем случае приходится решать одновременно вопрос о величинах  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$  и  $\delta_{\text{огр.р.м.э}}$ ; поэтому и рассмотрим связь между этими величинами для двух случаев:

- а) для случая  $\gamma = 0$ ;
  - б) для случая, когда  $\gamma = \gamma_{\text{доп}}$  (равному 25—30°), через  $t_{\text{пер}}$ .
- Для случая «а» на основании (3.154) имеем:

$$\delta_{\text{потр.р.м.э}} = \frac{M_{x \text{ отк}}}{b_3 K_{\text{р.м.э}}} - \frac{M_{y \text{ отк}} b_2}{b_3 a_2 K_{\text{р.м.э}}} + \frac{a_3 b_2 K_{\text{р.м.н}}}{a_2 b_3 K_{\text{р.м.э}}} \delta_{\text{огр.р.м.н}} \quad (3.176)$$

Раскрывая в (3.176) выражения коэффициентов  $a_i$  и  $b_i$ , получим

$$\delta_{\text{потр.р.м.э}} = \frac{M_{x \text{ отк}}}{m_x^{\delta_y} S l K_{\text{р.м.э}q}} - \frac{M_{y \text{ отк}} m_x^\beta}{m_x^{\delta_y} m_y^\beta K_{\text{р.м.э}} S l q} + \frac{m_y^{\delta_x} m_y^{\delta_n} K_{\text{р.м.н}}}{m_y^\beta m_x^{\delta_y} K_{\text{р.м.э}}} \delta_{\text{огр.р.м.н}} \quad (3.177)$$

При постоянной величине  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$  с учетом выражения

$$M_{y \text{ отк}} = k c_{x_0} S Z_{\text{лв}} q + \frac{G^2 k Z_{\text{лв}}}{S \pi l q},$$

легко видеть, что для самолета с ТРД целесообразно рассчитывать  $\delta_{\text{потр.р.м.э}}$  для максимального скоростного напора. Для самолета, оснащенного ТВД или поршневыми двигателями ( $M_{x \text{ отк}} \neq 0$ ), решение вопроса осложняется и индивидуально для каждого самолета. В этом случае целесообразно строить зависимости  $\delta_{\text{потр.р.м.э}}$  в функции параметров режима полета (в данном случае скоростного напора  $q$ ) и величины  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$  по выражению (3.177), на основании исследования которых и могут быть выбраны соответствующие величины  $\delta_{\text{потр.р.м.э}}$  и  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$ .



Для случая ограничения момента рулевой машины руля направления на основании (3.177) и (3.120) нетрудно получить

$$\delta_{\text{потр.р.м.э}} = \frac{M_{x \text{ отк}} J_x}{m_x^{\delta_{\text{э}}} SIK_{\text{р.м.э}} q} - \frac{M_{y \text{ отк}} m_x^{\beta} J_y}{m_x^{\delta_{\text{э}}} m_y^{\beta} SIK_{\text{р.м.э}} q} + \frac{m_x^{\beta} m_y^{\delta_{\text{н}}} K_{\text{р.м.н}}^2 M_{\text{огр.р.м.н}}}{m_y^{\beta} m_x^{\delta_{\text{э}}} K_{\text{р.м.э}} m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{н}}} S_{\text{н}} b_{\text{н}} q} \quad (3.178)$$

Анализ последнего выражения также целесообразно проводить графически, выстроив зависимости  $\delta_{\text{потр.р.м.э}} = f(q, M_{\text{огр.р.м.н}})$  на основании выражения (3.178).

Для случая достижения  $\psi = \psi_{\text{доп}}$  за время  $t_{\text{пер}}$  из (3.158), раскрывая значения коэффициентов  $a_i$  и  $b_i$ , имеем

$$\delta_{\text{потр.р.м.э}} = \frac{M_{x \text{ отк}} J_x}{m_x^{\delta_{\text{э}}} SIK_{\text{р.м.э}} q} - \frac{m_x^{\omega} \psi_{\text{доп}}}{2m_x^{\delta_{\text{э}}} t_{\text{пер}} K_{\text{р.м.э}} V} - \frac{M_{y \text{ отк}} m_x^{\beta} J_y}{m_x^{\delta_{\text{э}}} m_y^{\beta} SIK_{\text{р.м.э}} q} + \frac{m_x^{\beta} m_y^{\delta_{\text{н}}} K_{\text{р.м.н}}}{m_y^{\beta} m_x^{\delta_{\text{э}}} K_{\text{р.м.э}}} \delta_{\text{огр.р.м.н}} \quad (3.179)$$

и для случая ограничения момента рулевой машины руля направления

$$\delta_{\text{потр.р.м.э}} = \frac{M_{x \text{ отк}} J_x}{m_x^{\delta_{\text{э}}} SIK_{\text{р.м.э}} q} - \frac{m_x^{\omega} \psi_{\text{доп}}}{2m_x^{\delta_{\text{э}}} t_{\text{пер}} K_{\text{р.м.э}} V} - \frac{M_{y \text{ отк}} m_x^{\beta} J_y}{m_x^{\delta_{\text{э}}} m_y^{\beta} SIK_{\text{р.м.э}} q} + \frac{m_x^{\beta} m_y^{\delta_{\text{н}}} K_{\text{р.м.н}}^2}{m_y^{\beta} m_x^{\delta_{\text{э}}} K_{\text{р.м.э}} m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{н}}} S_{\text{н}} b_{\text{н}} q} M_{\text{огр.р.м.н}} \quad (3.180)$$

Исследование выражений (3.179) и (3.180), дающих зависимость  $\delta_{\text{потр.р.м.э}}$  от параметров режима полета (скоростного напора и скорости полета  $V$ ), и  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$  или  $M_{\text{огр.р.м.н}}$  в общем виде крайне затруднительно, и поэтому целесообразнее исследовать их графически.

**Порядок расчета допустимых углов отклонения рулевых машин руля направления и элеронов. Область применимости метода**

1) Допустимое отклонение рулевых машин руля направления  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$  рассчитывается исходя из следующих условий:

- а) ограничения допустимого значения боковой перегрузки на основании выражения (3.167) при  $q_{\text{max}}$ ;
- б) ограничения допустимого угла скольжения  $\beta$  по выражению (3.168);

в) парирования внешних возмущений от воздушной турбулентности.

Из полученных значений отклонения руля направления в пп. «а», «б» и «в» берется наибольшее.

2) Допустимое и потребное отклонение рулевой машины элеронов рассчитывается исходя из следующих условий:

а) ограничения угла крена  $\psi$  величиной  $\psi_{\text{доп}}$  на основании выражения (3.170);

б) потребного отклонения рулевой машины элеронов при отказе в канале руля направления САУ на основании выражения (3.171) или (3.172), (3.174) или (3.175);

в) парирования внешних возмущений от воздушной турбулентности;

г) при отказе двигателя на основании выражений (3.177) или (3.178) и (3.179) или (3.180), в которые подставляются значения  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$  или  $M_{\text{огр.р.м.н}}$ , полученные из предыдущего раздела.

Из полученных значений  $\delta_{\text{потр.р.м.э}}$  выбирается наибольшее. При этом на основании расчетов по п. «г» возможно некоторое уточнение и величин  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$  или  $M_{\text{огр.р.м.н}}$ . Результаты этих расчетов, как правило, уточняются путем моделирования системы при различных отказах САУ, вызывающих полное отклонение руля направления или элеронов, ограниченное рассчитанными значениями  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$  и  $\delta_{\text{огр.р.м.э}}$ , а также и при отказе одного или двух двигателей самолета, расположенных на одном полукрыле.

Для определения области применения рассмотренного метода обеспечения безопасности полета при полученных значениях  $\delta_{\text{огр.р.м.н}}$  и  $\delta_{\text{огр.р.м.э}}$  рассчитываются области выполнимости требований  $n_z \leq n_{z \text{ доп}}$ ,  $\beta \leq \beta_{\text{доп}}$ ,  $\psi \leq \psi_{\text{доп}}$  по соответствующим формулам в зависимости от условий, принятых при расчете; полученные области наносятся на область полетных режимов самолета (область  $H, V$ ). Нижняя граница применимости метода определяется путем моделирования системы с учетом изменения высоты полета самолета при отказе САУ с последующим вмешательством летчика в управление самолетом через  $t_{\text{пер}} = 2$  с. Областью применимости метода для каждого конкретного самолета будет общая часть полученных таким способом частных областей.

#### 3.4. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК БЕЗОПАСНОСТИ НА КРИТИЧЕСКОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА

Основной причиной, вызывающей необходимость резервирования САУ, является невозможность обеспечения требуемого уровня безопасности полета иными средствами на критическом участке трассы.

В общем случае критический участок может охватывать несколько этапов трассы полета, например, этапы захода на по-

садку и посадки. Вследствие этого структура критической части САУ может быть различной на различных режимах полета, и расчет вероятности отказа САУ следует проводить с учетом изменения ее структуры.

### Резервированная САУ и ее элементы

При расчете безопасности полета под элементом будем понимать составную часть системы, характеристики которой учитываются самостоятельно. Содержание понятия элемент определяется из соображений практических удобств расчета характеристик системы по известным характеристикам ее элементов. Например, вычислители, сервоприводы и т. д. в одних случаях удобно считать элементами при определении характеристик САУ, но в других случаях они могут оказаться слишком «мелкими» и сделать расчет излишне громоздким. В последнем случае саму САУ целесообразнее рассматривать как элемент.

По функциональному назначению все элементы, составляющие САУ, целесообразно разбить на:

— управляющие, т. е. такие, посредством которых осуществляется перемещение рулей самолета и которые являются объектами контроля;

— контролируемые, т. е. такие, которые предназначены для контроля состояния управляющих элементов.

Как известно, при построении резервированных систем существуют два основных способа включения резерва и два основных метода резервирования [12]. При постоянно включенном резерве основной и все резервные элементы функционируют одновременно, начиная с момента включения системы. При резервировании по способу замещения резервные элементы начинают работать только после отказа основных элементов. При общем резервировании резервируется вся система в целом. При раздельном резервировании резервируются отдельные элементы системы.

Методически при синтезе и анализе САУ ее удобно разбить на каналы, формирующие управляющие сигналы, в соответствии с которыми происходит отклонение того или иного руля самолета. Таким образом, САУ состоит из канала руля высоты, канала руля направления и канала элеронов. В случае применения раздельного резервирования канал САУ состоит из нескольких последовательно соединенных узлов — элементов канала, в каждом из которых применено только общее резервирование. При общем резервировании канал САУ резервируется в целом и представляется как единственный узел.

Узел в свою очередь можно рассматривать как систему, состоящую из базовых элементов. К ним относятся элементы управления, необходимые для формирования и резервирования закона управления САУ (источники информации, вычислители,

сервоприводы) и контролируемые элементы управления резервом.

Разложение структуры САУ на все более «мелкие» элементы может быть продолжено вплоть до «простейших» элементов, таких, как сопротивления, пайка, конденсаторы и т. п. Терминологическая иерархия, соответствующая указанному разложению структуры САУ, приведена на рис. 3.16.

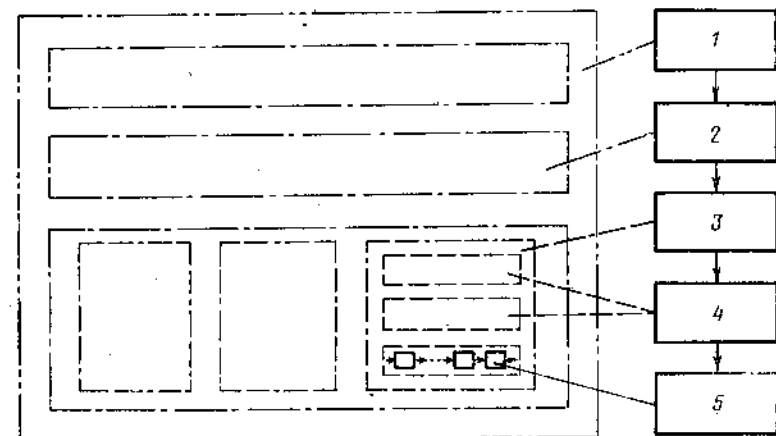


Рис. 3.16. Резервированная САУ и ее элементы:

1—САУ; 2—канал; 3—узел; 4—базовые элементы; 5—простейший элемент

На практике часто основное соединение базовых управляющих элементов в совокупности с соответствующими элементами управления резервом называют подканалом. При абсолютной надежности элементов управления резервом подканал описывается теми же характеристиками надежности, что и базовые элементы. Однако в общем случае при конечной надежности элементов управления резервом подканал не имеет самостоятельной характеристики надежности, может рассматриваться как элемент весьма условно и вводится лишь для удобства описания.

Поскольку узлы являются теми «минимальными» конструктивными элементами САУ, в которых применено резервирование и из которых «собирается» резервированная САУ, рассмотрим схемы резервирования некоторых наиболее употребительных на практике типовых узлов. При этом, учитывая возрастающие с увеличением отказности САУ практические трудности, связанные с различными техническими ограничениями кратности резервирования (вес, габариты, характеристики надежности и т. п.) и эксплуатацией САУ, ограничимся рассмотрением только двух-отказных узлов.

Сдвоенный узел с резервированием замещением показан на рис. 3.17, а. Здесь ЭУ обозначает элемент управления, ЭК — элемент контроля, а под обозначением ЭС понимается элемент меж-узловой связи.

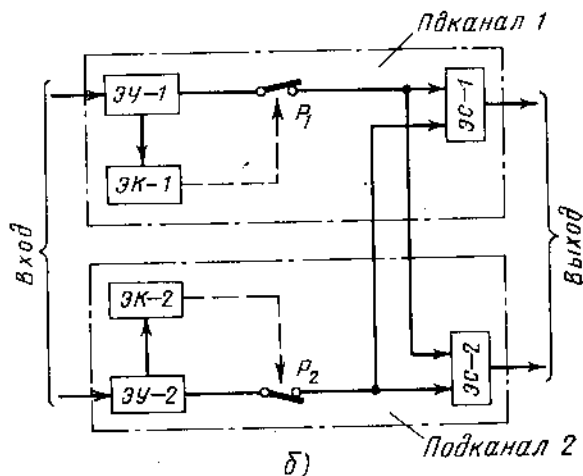
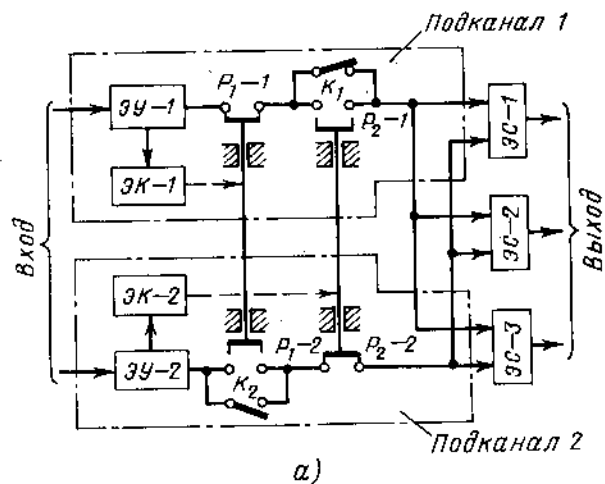


Рис. 3.17. Сдвоенный узел:

а — с резервированием замещением; б — с постоянно включенным резервом

Ключи  $K_1$  и  $K_2$  служат для выбора основного подканала узла, так как в реальных условиях основным может быть любой подканал узла. При изображенном на рисунке положении ключей основным является первый подканал.

При отказе элемента управления ЭУ—1 элемент контроля ЭК—1 размыкает контакт  $P_1-1$  и одновременно замыкает контакт  $P_1-2$ , тем самым осуществляя выключение из контура управления основного подканала и включение резервного. При последующем отказе элемента управления ЭУ—2 элемент контроля ЭК—2 разомкнет контакт  $P_2-2$ , тем самым осуществив выключение из контура управления и резервного подканала.

Сдвоенный узел с постоянно включенным резервом представлен на рис. 3.17, б. При отказе элемента управления ЭУ—1 (ЭУ—2) элемент контроля ЭК—1 (или ЭК—2) размыкает контакт  $P_1$  ( $P_2$ ), тем самым исключая 1-й подканал (2-й подканал) из контура управления.

Строенный узел с постоянно включенным резервом и с контролем по подканалам (рис. 3.18, а) отличается от схемы резервирования предыдущего узла только количеством подканалов, а также тем, что с целью контроля состояния элемента связи сигнал с выхода последнего подается в соответствующий элемент контроля.

Строенный узел с постоянно включенным резервом и с кольцевой схемой контроля приведен на рис. 3.18, б. Если в схемах резервирования рассмотренных типовых узлов ценой некоторой идеализации можно выделить подканалы, то в схеме резервирования строенного узла с так называемым кольцевым контролем этого сделать нельзя, поскольку на каждом элементе контроля кольцевой схемы происходит попарное сравнение сигналов с двух элементов управления, а отключение отказавшего элемента управления происходит по результатам сравнения с использованием логических ячеек И. Например, отказ элемента ЭУ—1 выявляется элементами ЭК—1/2 и ЭК—3/1, которые тем самым вызывают срабатывание логической ячейки  $I_1$  и исключение отказавшего управляющего элемента из контура управления посредством размыкания контакта  $P_1$ .

### Методика расчета схемы резервирования

Целью расчета характеристик безопасности резервированной САУ является определение характеристик безопасности полета по интенсивностям отказа базовых элементов САУ. Расчет в общем случае содержит следующие этапы:

- вычисление интенсивности отказа базовых элементов;
- вычисление вероятности отказа каждого из узлов критической части САУ и вероятности отказа САУ на данном режиме полета;
- определение вероятности отказа САУ с учетом изменения ее структуры по режимам полета на критическом участке;
- определение вероятности отказа критической части САУ при известном виде контроля готовности.

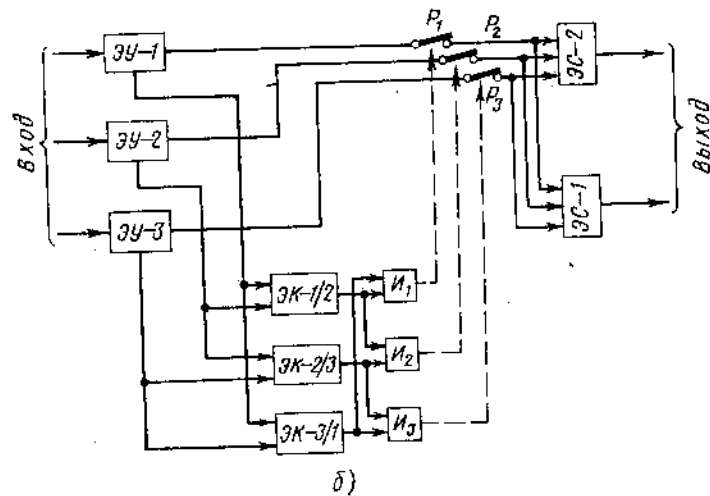
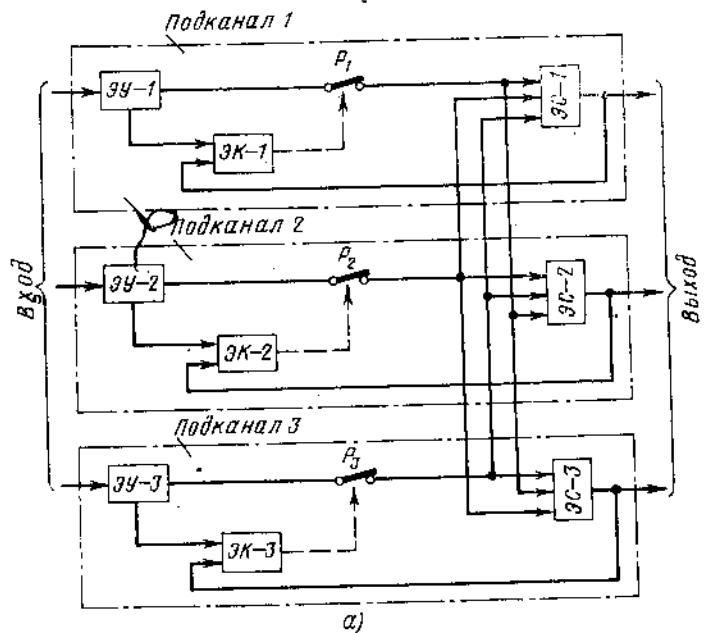


Рис. 3.18. Строенный узел с постоянно включенным резервом:  
 а — с контролем по подканалам; б — с кольцевой схемой контроля

Отличие этих расчетов от расчета надежности резервированной САУ состоит в том, что при вычислении интенсивностей отказов базовых элементов учитываются интенсивности отказов только тех простейших элементов, которые соответствуют потенциально опасным отказам (в резервированной САУ все отказы должны быть либо неопасными, либо потенциально опасными). В остальном же указанные выше расчеты и расчеты надежности резервированной системы принципиально не различаются. Таким образом, при расчете характеристик безопасности полета интенсивность отказа базового элемента будет несколько меньше, чем при расчете надежности САУ. При этом так же, как и при расчете надежности, принимаются допущения о случайности и независимости отказов простейших элементов и о постоянстве их интенсивности отказа.

Для вычисления интенсивности отказа базового элемента при известных интенсивностях отказа простейших элементов производится выделение потенциально опасных отказов из всей совокупности отказов САУ. Это целесообразно проводить с помощью моделирования замкнутой системы «самолет—САУ» на критическом участке полета при имитации возможных обобщенных отказов САУ.

Предварительно всевозможные отказы простейших элементов объединяются в несколько обобщенных отказов базового элемента. Под обобщенным отказом базового элемента понимается совокупность отказов простейших элементов, приводящих при прочих равных условиях к одной и той же реакции системы на отказ. Например, обобщенному отказу «обрыв цепи обратной связи в сервоприводе» будут соответствовать как различные отказы датчика обратной связи, так и отказы элементов в цепи передачи сигнала с датчика обратной связи на суммирующее устройство канала САУ. Интенсивность обобщенного отказа  $\lambda_{об}$  вычисляется по известной формуле

$$\lambda_{об} = \sum_i \lambda_i, \quad (3.181)$$

где  $\lambda_i$  — интенсивности отказа простейших элементов, отказы которых приводят к одинаковой реакции на отказ при прочих равных условиях.

Введение обобщенных отказов существенно сокращает объем работ при моделировании, ибо для определения степени опасности отказа нет необходимости имитировать отказ каждого простейшего элемента, а достаточно проимитировать отказ только одного простейшего элемента, соответствующий данному обобщенному отказу. Например, для анализа отказа «исчезновение обратной связи сервоприводе» достаточно имитировать названный обобщенный отказ обрывом цепи передачи сигнала датчика обратной связи.

В результате моделирования системы «самолет — САУ» при внешних возмущениях и имитации обобщенных отказов определяют действительную реакцию системы на отказ.

Сопоставляя величину этой реакции с известной величиной допустимой реакции самолета на отказ при тех же внешних возмущениях, действующих на систему, проводят классификацию отказов САУ.

Выделение потенциально опасных отказов из совокупности всевозможных отказов САУ проводится в первую очередь исключением неопасных отказов, для чего обобщенные отказы САУ имитируются при отсутствии у последней резерва, т. е. при моделировании САУ, состоящей из элементов управления. Отказы, при имитации которых реакция системы на отказ допустима, будут неопасными. Очевидно, в резервированной системе эти отказы остаются неопасными даже в случае их необнаружения элементами контроля и могут быть исключены из дальнейшего анализа.

Отсутствие опасных отказов проверяется при последующем моделировании системы «самолет — САУ» при наличии у САУ резерва с имитацией всевозможных обобщенных отказов за исключением неопасных. Наличие опасных отказов в резервированной САУ указывает на ее одноотказность и необходимость доработки встроенной системы контроля — ВСК (см. разд. 3.5), при правильном выборе характеристик которой реакция системы на любой отказ САУ должна быть допустима, а САУ — по крайней мере двухотказна. Таким образом, выделение потенциально опасных отказов одновременно является определением отказности САУ и проверкой пригодности выбранной встроенной системы контроля и системы управления резервом.

Рассмотрим процесс выделения потенциально опасных отказов на примере строенного узла с постоянно включенным резервом (рис. 3.18, а). Для этого необходимо иметь модель самолета, рассматриваемого узла и остальных узлов САУ, причем модели последних достаточно иметь нерезервированными.

При выделении неопасных отказов рассматриваемого узла модель последнего также достаточно иметь нерезервированной. Положим, эта модель воспроизводит закон управления элемента ЭУ—1, который может иметь 10 обобщенных отказов (перенумеруем их: отказ № 1, . . . . ., отказ № 10). При имитации каждого из этих отказов на определенном режиме полета в различные моменты времени при выбранных расчетных возмущениях и при последующей оценке отказов по величине реакции системы на отказ выяснилось, что отказы № 8÷10 неопасны.

Так как при использовании двухотказной САУ гарантируется обеспечение заданного уровня безопасности только при одном ее отказе, то при выделении опасных отказов рассматриваемого узла достаточно имитировать отказы одного из его подканалов, что дает возможность воспроизвести модель рассматриваемого

узла в упрощенном виде (рис. 3.19). При имитации отказов № 1÷7 ЭУ—1 в упрощенной модели узла в тех же условиях, что и при выделении неопасных отказов № 8÷10, недопустимая реакция системы на отказ не должна иметь места.

Если все отказы моделируемой САУ оказались лишь потенциально опасными, то это говорит о приемлемости выбранной ВСК, и интенсивность отказа базового элемента  $\lambda_{б.э}$  определяется выражением, аналогичным (3.181):

$$\lambda_{б.э} = \sum_{(i)} \lambda_{обj} \quad (3.182)$$

где  $\lambda_{обj}$  —  $\lambda$ -характеристика  $j$ -го обобщенного отказа базового элемента.

Так как элементы встроенного контроля также могут отказаться, то и они подлежат моделированию, целью которого является разделение всевозможных отказов на отказы типа «несрабатывание при наличии отказа элемента управления» и «срабатывание при отсутствии отказа элемента управления». Для этого моделирование отказов контролирующих элементов можно проводить вне замкнутого контура управления.

Полученные изложенным образом интенсивности отказа базовых элементов и элементов контроля затем используются на последующих этапах расчета схемы резервирования.

### Расчет характеристик безопасности САУ на данном режиме полета

Вероятность отказа узла САУ сравнительно просто выражается через  $\lambda$ -характеристики базовых элементов узла при условии малости показателей экспоненциальных функций (см. разд. 3.2), что имеет место на практике и дает возможность использовать приближенные расчетные формулы (3.68) ÷ (3.71).

Отказ каждого из рассмотренных выше типовых двухотказных узлов может сопровождаться оповещением об отказе, либо оно может отсутствовать. Таким образом,

$$Q \approx Q_0 + Q_m \quad (3.183)$$

где индексы «0» и «m» соответствуют наличию или отсутствию оповещения.

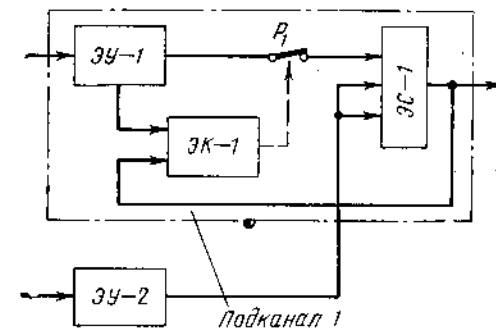


Рис. 3.19. Упрощенная модель строенного узла с постоянно включенным резервом

Будем считать, что элементы встроенного контроля имеют отказы двух типов:

тип I — несрабатывание при наличии отказа элемента управления;

тип II — срабатывание при отсутствии отказа управляющего элемента (ложное срабатывание).

Элементы связи, реле и логические элементы «И» имеют отказы только одного типа — несрабатывание, непрохождение сигнала.

Введем следующие индексы у интенсивностей отказа элементов узла:

«1», «2», «3» — индексы, соответствующие подканалу или номеру элементов узла независимо от назначения элементов (элементы управления, контроля и т. д.);

«у» — индекс элементов управления;

«к» — индекс элементов встроенного контроля;

«с» — индекс элементов междуузловой связи;

«р» — индекс реле;

«I» — индекс, соответствующий отказам 1-го типа элемента встроенного контроля;

«II» — индекс, соответствующий отказам 2-го типа элемента встроенного контроля.

Для узла, приведенного на рис. 3.17, а, будем иметь:

$$Q_0 \approx (\lambda_{y1} + \lambda_{k11}) (\lambda_{y2} + \lambda_{k112}) t^2; \quad (3.184)$$

$$Q_m \approx \frac{1}{2} (\lambda_{k11} + \lambda_{p1}) \lambda_{y1} t^2. \quad (3.185)$$

Для встречающегося на практике случая ненагруженного резерва подканала 2 до включения его в контур управления с помощью упрощения формул (3.65) и (3.66) нетрудно получить более общее выражение для  $Q_0$ :

$$Q_0 = \frac{1}{2} (\lambda_{y1} + \lambda_{k11}) (\lambda_{y2} + \lambda_{k112} + \lambda_{y21} + \lambda_{k1121}) t^2, \quad (3.186)$$

где индекс «н» соответствует ненагруженному состоянию элементов резервного подканала.

Если считать, что отказ узла не сопровождается оповещением (см. рис. 3.17, б) при отказе хотя бы одного из его подканалов, который также не сопровождается оповещением, то для  $Q_0$  останется справедливым выражение (3.184), а для  $Q_m$  получим

$$Q_m \approx \frac{1}{2} (\lambda_{k11} + \lambda_{p1}) \lambda_{y1} t^2 + \frac{1}{2} (\lambda_{k12} + \lambda_{p2}) \lambda_{y2} t^2. \quad (3.187)$$

В формулы вероятности отказа рассматриваемого узла не входят интенсивности отказа элементов связи, так как отказы

последних в данной схеме резервирования приводят к отказу соответствующего подканала последующего узла. Таким образом, при расчете вероятности отказа рассматриваемого узла элементы междуузловой связи следует отнести к последующему узлу. Для узла, изображенного на рис. 3.18, а, отказ элементов связи приводит к отключению соответствующего подканала. Отказ узла имеет место при отключении по крайней мере двух его подканалов. Таким образом, для данного узла получим

$$Q_0 \approx (\lambda_{n1} \lambda_{n2} + \lambda_{n2} \lambda_{n3} + \lambda_{n3} \lambda_{n1}) t^2, \quad (3.188)$$

причем

$$\lambda_{ni} = \lambda_{yi} + \lambda_{ki} + \lambda_{ci}. \quad (3.189)$$

Величину  $Q_m$  для данного узла примем равной нулю, так как она определяется отказами узла выше второго порядка.

Наконец, для узла, представленного на рис. 3.18, б, нетрудно получить

$$Q_0 \approx (\lambda_{y1} \lambda_{y2} + \lambda_{y2} \lambda_{y3} + \lambda_{y3} \lambda_{y1} + \lambda_{k11/2} \lambda_{k112/3} + \lambda_{k112/3} \lambda_{k113/1} + \lambda_{k113/1} \lambda_{k111/2} + \lambda_{y1} \lambda_{k112/3} + \lambda_{y2} \lambda_{k113/1} + \lambda_{y3} \lambda_{k111/2}) t^2. \quad (3.190)$$

Интенсивности отказов элементов связи не входят в полученное выражение по тем же причинам, что и при расчете вероятности отказа узла (см. рис. 3.17, б). Так как логические элементы И не могут иметь отказов II типа, то величина  $Q_m$  определяется отказами выше второго порядка и поэтому ее можно положить равной нулю.

Полученные выражения для вероятности отказа типовых узлов запишутся более компактно, если в них положить равными интенсивности отказов идентичных элементов, т. е.

$$\left. \begin{aligned} \lambda_{yi} &= \lambda_y; & \lambda_{ki} &= \lambda_k; & \lambda_{kii} &= \lambda_{kii}; \\ \lambda_{ci} &= \lambda_c; & \lambda_{pi} &= \lambda_p. \end{aligned} \right\} \quad (3.191)$$

Тогда будем иметь:

— для узла на рис. 3.17, а

$$Q_0 \approx (\lambda_y + \lambda_{k11})^2 t^2 \quad (3.192)$$

или с использованием формулы (3.186)

$$Q_0 \approx \frac{1}{2} [(\lambda_y + \lambda_{k11})^2 + (\lambda_y + \lambda_{k11})(\lambda_{yn} + \lambda_{k11n})] t^2; \quad (3.193)$$

$$Q_m \approx \frac{1}{2} (\lambda_{k1} + \lambda_p) \lambda_y t^2; \quad (3.194)$$

— для узла на рис. 3.17, б  $Q_0$  определяется формулой (3.192), а

$$Q_m \approx (\lambda_{k1} + \lambda_p) \lambda_y t^2; \quad (3.195)$$

— для узла на рис. 3.18, а

$$\left. \begin{aligned} Q_0 &\approx 3(\lambda_y + \lambda_{кп} + \lambda_c)^2 t^2; \\ Q_m &\approx 0; \end{aligned} \right\} \quad (3.196)$$

— для узла на рис. 3.18, б

$$\left. \begin{aligned} Q_0 &\approx 3(\lambda_y^2 + \lambda_{кп}^2 + \lambda_y \lambda_{кп}) t^2; \\ Q_m &\approx 0. \end{aligned} \right\} \quad (3.197)$$

Так как САУ представляет собой последовательное соединение узлов, то теперь нетрудно вычислить и вероятность отказа САУ на данном режиме полета, суммируя вероятности отказа отдельных узлов в соответствии с приближенной формулой (3.77).

#### Вероятность отказа САУ с учетом изменения ее структуры по режимам полета

Решение этой задачи сводится к расчету гипотетической структуры САУ. САУ всегда можно представить как основное соединение нескольких типовых узлов, и программа изменения ее структуры по режимам полета меняет лишь число узлов гипотетической расчетной структуры.

Для вычисления вероятности отказа САУ в произвольный момент времени полета  $t_\mu$ , соответствующий ее работе на  $\mu$ -м режиме полета, обозначим через  $t_1, t_2, \dots, t_i, \dots, t_{\mu-1}$  моменты изменения режима работы САУ (моменты изменения ее структуры). Вероятность отказа такой САУ —  $Q_c(t_\mu)$  определится следующей формулой:

$$\begin{aligned} Q_c(t_\mu) &= Q_1(t_1) + P_1(t_1) [Q_2^0(t_1) + P_2^0(t_1) Q_2(t_2/t_1)] + \\ &+ P_2(t_2) [Q_3^0(t_2) + P_3^0(t_2) Q_3(t_3/t_2) + \dots + P_{i-1}(t_{i-1}) [Q_i^0(t_{i-1}) + \\ &+ P_i^0(t_{i-1}) Q_i(t_i/t_{i-1}) + \dots + Q_{\mu-1}(t_{\mu-1}) [Q_\mu^0(t_{\mu-1}) + \\ &+ P_\mu^0(t_{\mu-1}) Q_\mu(t_\mu/t_{\mu-1})]] \end{aligned}$$

или

$$Q_c(t_\mu) = Q_1(t_1) + \sum_{i=2}^{\mu} P_{i-1}(t_{i-1}) [Q_i^0(t_{i-1}) + P_i^0(t_{i-1}) Q_i(t_i/t_{i-1})]. \quad (3.198)$$

Здесь  $Q_i(t_i/t_{i-1})$  — вероятность отказа структуры САУ, соответствующей  $i$ -му режиму полета в момент времени  $t_i$  при условии, что в момент  $t_{i-1}$  отказ отсутствовал;

$P_{i-1}(t_{i-1})$  — вероятность исправной работы структуры САУ, соответствующей  $(i-1)$ -му режиму полета, в момент времени  $t_{i-1}$ ;

$P_i^0(t_{i-1}), Q_i^0(t_{i-1})$  — соответственно вероятность успешного включения или невключения  $i$ -го режима полета в момент времени  $t_{i-1}$ .

С другой стороны,

$$Q_i(t_i) = Q_i(t_{i-1}) + P_i(t_{i-1}) Q_i(t_i/t_{i-1}),$$

откуда

$$Q_i(t_i/t_{i-1}) = \frac{Q_i(t_i) - Q_i(t_{i-1})}{P_i(t_{i-1})}. \quad (3.199)$$

Подставив полученное выражение в (3.198), будем иметь

$$\begin{aligned} Q_c(t_\mu) &= Q_1(t_1) + \sum_{i=2}^{\mu} P_{i-1}(t_{i-1}) \times \\ &\times \left\{ Q_i^0(t_{i-1}) + \frac{P_i^0(t_{i-1})}{P_i(t_{i-1})} [Q_i(t_i) - Q_i(t_{i-1})] \right\} \end{aligned}$$

или, приняв во внимание близость к единице вероятности исправной работы, получим следующее приближенное выражение:

$$Q_c(t_\mu) \approx \sum_{i=1}^{\mu} Q_i(t_i) + \sum_{i=2}^{\mu} [Q_i^0(t_{i-1}) - Q_i(t_{i-1})]. \quad (3.200)$$

Сопоставив структуру САУ на двух смежных режимах —  $i$ -м и  $(i-1)$ -м, нетрудно получить

$$Q_i(t_{i-1}) = Q_{i-1}(t_{i-1}) + \Delta Q_i^0(t_{i-1}) - \Delta Q_{i-1}^0(t_{i-1}), \quad (3.201)$$

где  $\Delta Q_i^0(t_{i-1})$  — вероятность отказа узлов САУ, включаемых в момент времени  $t_{i-1}$  в контур управления и далее работающих на  $i$ -м режиме полета;

$\Delta Q_{i-1}^0(t_{i-1})$  — вероятность отказа узлов САУ, исключаемых в момент времени  $t_{i-1}$  из контура управления, работавших на  $(i-1)$ -м режиме полета и в дальнейшем не участвующих более в процессе управления.

Приняв во внимание, что  $\Delta Q_i^0(t_{i-1}) = Q_i^0(t_{i-1})$ , из (3.200) и (3.201) окончательно будем иметь следующее выражение:

$$Q_c(t_\mu) = Q_\mu(t_\mu) + \sum_{i=1}^{\mu-1} \Delta Q_i^0(t_i). \quad (3.202)$$

Из полученной формулы следует, что при законе изменения структуры САУ, соответствующем на каждом последующем режиме

полета включению новых узлов в контур управления или сохранению структуры предыдущего режима вероятность отказа САУ определяется только вероятностью ее отказа на последнем,  $\mu$ -м режиме полета. В противном случае, т. е. при наличии исключаемых из контура управления узлов на последующем режиме полета, вероятность отказа САУ определяется еще и вероятностью отказа этих узлов до момента их исключения из контура управления.

В качестве примера рассмотрим САУ, состоящую из четырех узлов, последовательность работы которых на трех режимах полета представлена в табл. 3.5.

Таблица 3.5

№ режима	Момент смены режима	Время полета на режиме	Узлы, включенные в контур управления
1	$t_1$	$0 \div t_1$	1, 2, 4
2	$t_2$	$t_1 \div t_2$	2, 3, 4
3	$t_3$	$t_2 \div t_3$	1, 2, 3

Для рассматриваемой гипотетической системы формула (3.202) примет следующий вид:

$$Q_c(t_3) = Q_3(t_3) + \Delta Q_1^H(t_1) + \Delta Q_2^H(t_2).$$

Так как на основании (3.77)

$$Q_3(t_3) = q_1(t_3) + q_2(t_3) + q_3(t_3),$$

а  $\Delta Q_1^H(t_1) = 0$

и  $\Delta Q_2^H(t_2) = q_4(t_2),$

где  $q_i(t)$  — вероятность отказа  $i$ -го узла, то окончательно получим

$$Q_c(t_3) = q_1(t_3) + q_2(t_3) + q_3(t_3) + q_4(t_2). \quad (3.203)$$

Вычислив вероятность отказа САУ с учетом изменения ее структуры по режимам полета, нетрудно при известном способе контроля готовности определить уровень риска управления с помощью выражений (3.81) или (3.82). Положим, что  $t_1$  соответствует началу критического участка (см. табл. 3.5). Тогда при дифференциальном контроле готовности, преобразовав выражение (3.203) в соответствии с (3.82), будем иметь

$$Q_c^X(t_3) = q_1(\tau_{кр}) + q_2(\tau_{кр}) + q_3(\tau_{кр}) + q_4(t_2 - t_1),$$

где  $\tau_{кр} = t_3 - t_1$  — критическое время.

При интегральном контроле готовности, преобразовав выражение (3.203) в соответствии с (3.81), получим

$$Q_c^I(t_3) = [q_1(t_3) + q_2(t_3) - q_3(t_3) + q_4(t_2) - [q_1(t_1) + q_2(t_1) + q_3(t_1) + q_4(t_1)]].$$

Выражения (3.77) и (3.202) позволяют решить обратную задачу — задачу синтеза: по известному требованию на вероятность отказа САУ —  $Q_{САУ}^{доп}$  определить допустимую вероятность отказа узла САУ или допустимую интенсивность отказа базового элемента. Для этого необходимо знать или задаться соотношением между указанными характеристиками отдельных узлов или их элементов. Применительно как к данному режиму полета, так и ко всему полету с учетом изменения структуры САУ по режимам полета определение предельно допустимой вероятности отказа  $j$ -го узла —  $Q_j^{доп}(t_j)$  — ведется на основании следующего очевидного соотношения, являющегося следствием формул (3.77) и (3.202):

$$Q_j^{доп}(t_j) = \frac{Q_j(t_j)}{\sum_{j=1}^m Q_j(t_j)} Q_{САУ}^{доп}, \quad (3.204)$$

где  $m$  — число узлов САУ.

Из полученной формулы можно исключить вероятности отказа узлов, если выразить каждую из них через вероятность отказа какого-то одного узла —  $Q_0(t_0)$  в соответствии с соотношением

$$Q_j(t_j) = \kappa_j Q_0(t_0), \quad (3.205)$$

где величина  $\kappa_j$  известна или задается на основании опыта. Тогда выражение (3.204) примет следующий вид:

$$Q_j^{доп}(t_j) = \frac{\kappa_j}{\sum_{j=1}^m \kappa_j} Q_{САУ}^{доп}. \quad (3.206)$$

Величины коэффициентов  $\kappa_j$  можно определить, задавшись или зная соотношения между интенсивностями отказа элементов узла САУ. Так, вероятность отказа  $j$ -го узла САУ можно выразить через интенсивность отказа какого-то одного элемента узла, например, его управляющего элемента —  $\lambda_j$ ; следующим образом:

$$Q_j(t_j) = B_j \lambda_j^t t_j^j, \quad (3.207)$$

где  $B_j$  — коэффициенты, величина каждого из которых зависит от соотношения интенсивностей отказов элементов данного узла;



$r_j$  — отказность данного узла;  
 $t_j$  — время с момента начала работы САУ до момента окончательного исключения данного узла из контура управления полетом.

Из формулы (3.207) будем иметь

$$Q_0(t_0) = B_0 \lambda_{y0}^{r_0} t_0^{r_0}$$

и на основании (3.204) получим

$$x_j = \frac{B_j}{B_0} \frac{(t_j)^{r_j}}{(t_0)^{r_0}} x_{yj}^{r_j} (\lambda_{y0})^{r_j - r_0}, \quad (3.208)$$

где  $x_{yj} = \frac{\lambda_{yj}}{\lambda_{y0}}$ .

Из выражения (3.208) следует, что в общем случае для определения коэффициентов  $x_j$  необходимо знать еще величину интенсивности отказа хотя бы одного элемента —  $\lambda_{y0}$ . Это условие отпадает, если отказность всех узлов САУ одинакова, т. е.  $r_j = r_0$ . Тогда формула (3.208) приобретает следующий вид:

$$x_j = \frac{B_j}{B_0} \left( \frac{t_j}{t_0} \right)^{r_0} x_{yj}^{r_0}. \quad (3.209)$$

При решении задачи синтеза применительно к САУ со структурой, изменяющейся по режимам полета, целесообразно иметь в виду следующее обстоятельство, вытекающее из выражения (3.202). Оно состоит в том, что при одной и той же предельно допустимой вероятности отказа САУ и одной и той же структуре САУ на последнем режиме полета требования на характеристики надежности узлов САУ и их элементов будут менее жесткими, если переход с одного режима полета на другой осуществляется без исключения узлов из контура управления полетом самолета. Как указывалось выше, в этом случае вероятность отказа САУ определяется вероятностью ее отказа только на последнем режиме полета.

В заключение в качестве примера рассмотрим расчет уровня риска управления полетом с помощью двухотказной САУ, структура которой на критическом участке не упрощается и на последнем режиме полета содержит следующие узлы (рис. 3.20):

- узел 1 — строенный с постоянно включенным резервом и кольцевой схемой контроля;
- узел 2 — двоянный с резервированием замещением.

Будем считать, что:

- контроль готовности рассматриваемой САУ дифференциальный, а сама система контроля готовности абсолютно надежна;

— двухотказность рассматриваемой САУ подтверждена моделированием системы «самолет — САУ» при имитации всевозможных обобщенных отказов САУ;

— интенсивности отказов идентичных элементов рассматриваемой САУ одинаковы.

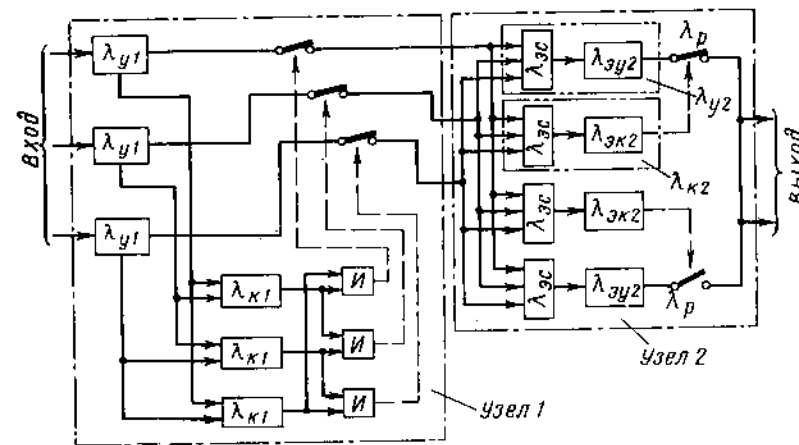


Рис. 3.20. К расчету уровня риска управления с помощью двухотказной САУ.

Воспользовавшись выражениями (3.191), (3.192), (3.197), будем иметь:

— для узла 1

$$Q_1 = 3(\lambda_{y1}^2 + \lambda_{к11}^2 + \lambda_{y1}\lambda_{к11})t^2; \quad (3.210)$$

— для узла 2

$$Q_2 = (\lambda_{y2} + \lambda_{к12})^2 t^2 + \frac{1}{2}(\lambda_{к12} + \lambda_p)\lambda_{y2}t^2. \quad (3.211)$$

Здесь сохранен тот же принцип обозначений, что и в формулах (3.191), (3.192), (3.197) с введением дополнительных индексов «1» и «2» для узлов 1 и 2 соответственно, а в величины  $\lambda_{y2}$  и  $\lambda_{к12}$  входят как слагаемые интенсивности отказов элементов междуузловой связи ЭС.

Зададимся следующими соотношениями между интенсивностями отказов в (3.210) и (3.211):

$$\left. \begin{aligned} \lambda_{y2} = 4\lambda; \quad \lambda_{y1} = 3\lambda; \quad \lambda_{к12} = 2\lambda; \\ \lambda_{к12} = \lambda_{к11} = \lambda; \quad \lambda_p = 0,01\lambda \approx 0. \end{aligned} \right\} \quad (3.212)$$

Приняв во внимание эти соотношения и тот факт, что вероятность отказа САУ на данном режиме полета определяется как

$$Q = Q_1 + Q_2,$$

получим

$$Q = 77\lambda^2 t^2. \quad (3.213)$$

Так как структура рассматриваемой САУ на критическом участке при переходе от режима к режиму не упрощается, контроль готовности САУ — дифференциальный, то уровень риска управления на основании выражений (3.82) и (3.202) определится формулой, аналогичной (3.123):

$$Q_{\text{без}} = 77\lambda^2 t_{\text{кр}}^2, \quad (3.214)$$

где  $t_{\text{кр}}$  — протяженность во времени критического участка полета.

С помощью выражений (3.212) и (3.214) при известных  $Q_{\text{без}}^{\text{доп}}$  и  $t_{\text{кр}}$  можно определить требования на интенсивности отказов элементов рассматриваемой САУ или на среднее время безотказной работы  $T_{\text{ср}}$  элементов САУ, связанное с величиной  $\lambda$  соотношением

$$T_{\text{ср}} = \frac{1}{\lambda}. \quad (3.215)$$

В самом деле, приняв во внимание, что

$$Q_{\text{без}}^{\text{доп}} \geq Q_{\text{без}},$$

получим

$$\lambda \leq \frac{1}{t_{\text{кр}}} \sqrt{\frac{1}{77} \cdot Q_{\text{без}}^{\text{доп}}}.$$

Положив  $t_{\text{кр}} = 36$  с (0,01 часа) и  $Q_{\text{без}}^{\text{доп}} = 10^{-8}$ , будем иметь

$$\lambda \leq 1,14 \cdot 10^{-3} \text{ 1/ч,}$$

а с учетом соотношений (3.212) и (3.215) получим

$$\begin{aligned} (T_{\text{ср}})_{\text{у2}} &\geq 220 \text{ ч; } (T_{\text{ср}})_{\text{у1}} \geq 294 \text{ ч;} \\ (T_{\text{ср}})_{\text{к112}} &\geq 440 \text{ ч; } (T_{\text{ср}})_{\text{к12}} = (T_{\text{ср}})_{\text{к11}} \geq 880 \text{ ч.} \end{aligned}$$

### 3.5. ВСТРОЕННАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ САУ, ЕЕ СОСТАВ И ХАРАКТЕРИСТИКИ

#### Состав встроенной системы контроля

Совокупность элементов, предназначенных для контроля отдельных частей САУ (объектов контроля — ОК), назовем *встроенной системой контроля (ВСК) САУ*.

Результат работы ВСК может сводиться:

- к оповещению летчика об отказе ОК, или
- к отключению отказавшего ОК, или
- к управлению резервными элементами.

Как и всякая система автоматического регулирования, ВСК должна иметь в своем составе (рис. 3.21):

- датчики информации о состоянии ОК;
- преобразователи информации — ПИ, осуществляющие обработку исходной информации с ОК с целью определения наличия или отсутствия в нем отказа;

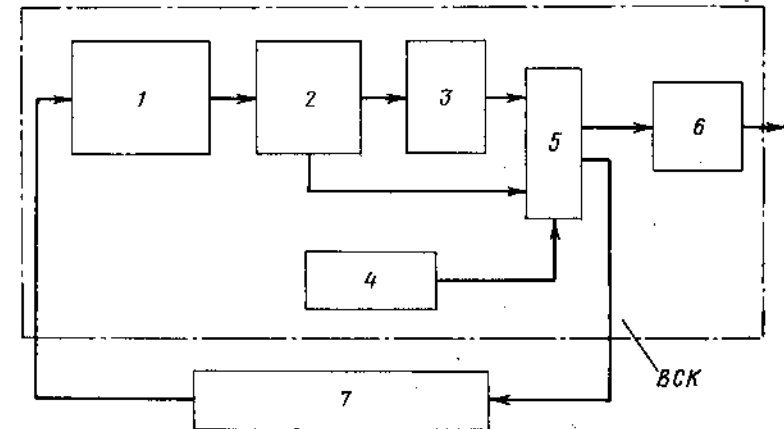


Рис. 3.21. Состав встроенной системы контроля (ВСК) САУ:

1—датчики исходной информации о состоянии объекта контроля; 2—преобразователи исходной информации; 3—исполнительные элементы; 4—программные элементы; 5—логические элементы; 6—элементы сигнализации и индикации; 7—управляющие элементы САУ — объект контроля

— исполнительные элементы — ИЭ, фиксирующие результат работы преобразователей информации. В простейшем случае ИЭ либо сигнализируют об отказе ОК, либо отключают отказавший ОК;

— логические элементы, осуществляющие логическую обработку сигналов с ПИ или исполнительных элементов и объединяющих перечисленные здесь элементы встроенного контроля в систему управления резервом, благодаря чему реализуется требуемая схема резервирования и способ резервирования САУ;

— программные элементы, реализующие необходимую программу проверки готовности перед выходом на критический участок полета;

— элементы сигнализации и индикации о состоянии САУ и, если это необходимо, отдельных ее элементов как при текущем контроле, так и в период проверки готовности САУ.

Параметры преобразователя информации и исполнительные элементы ВСК имеют важнейшее значение, так как в основном именно с их помощью реализуется алгоритм контроля в соответствии с принятым критерием безотказной работы или отказа объектов контроля, а потому в большой степени именно эти элементы определяют оптимальность процесса контроля и характеристики ВСК.

На основе поступающей для анализа информации от ОК преобразователи информации формируют сигнал, называемый *контрольным*, который в общем случае является функцией нескольких параметров, характеризующих состояние ОК. Значение контрольного сигнала сравнивается с «эталонным», величина которого используется в качестве критерия состояния ОК. При решении вопросов безопасности полета достаточно различать два состояния ОК: исправен и отказал.

Предельная величина контрольного сигнала, соответствующая условной границе между состоянием отказа и исправной работы ОК, называется *порогом срабатывания*. В общем случае имеется верхний —  $u_{пор}^{max}$  и нижний —  $u_{пор}^{min}$  порог срабатывания (см. рис. 3.18); они численно не равны между собой. Если в момент времени  $t$

$$u_{пор}^{min} \leq u(t) \leq u_{пор}^{max}, \quad (3.216)$$

то ОК считается исправным. В противном случае, если

$$u_{пор}^{min} > u(t) \text{ или } u_{пор}^{max} < u(t), \quad (3.217)$$

то ОК считается отказавшим. При нарушении условия (3.216) или выполнении условий (3.217) вступает в работу исполнительный элемент, либо сигнализируя об отказе, либо отключая отказавший ОК.

Оптимальность алгоритма контроля в основном определяет длительность важнейших периодов реакции самолета на отказ САУ, а значит, и величину реакции на отказ САУ, т. е. совершенство динамических характеристик ВСК и в конечном счете — уровень безопасности полета. В самом деле, момент достижения контрольным сигналом порога срабатывания является моментом обнаружения отказа ОК и, таким образом, определяет длительность скрытого периода отказа (рис. 3.22). Время с момента достижения контрольным сигналом порога срабатывания до момента срабатывания исполнительного элемента ВСК при автоматическом управлении резервом будет соответствовать периоду проявления отказа. Таким образом, длительность последнего периода определяется быстродействием исполнительных элементов ВСК, которое в современной ВСК составляет сотые доли секунды. Это дает возможность на практике не учитывать период проявления отказа САУ.

В случае, если ВСК осуществляет только оповещение летчика об отказе или отключение отказавшей САУ, то период проявления отказа будет измеряться временем с момента срабатывания исполнительного элемента ВСК до момента вмешательства летчика в процесс управления полетом самолета и, следовательно, определяться в основном временем переключения летчика.

При разработке современной САУ основные требования — это малые габариты и вес и высокая надежность ее элементов.

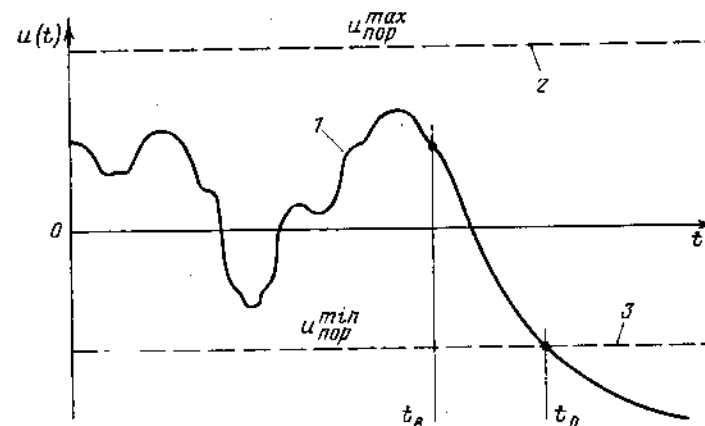


Рис. 3.22. Параметры алгоритма контроля:

1 — контрольный сигнал  $u(t)$ ; 2, 3 — верхний и нижний пороги срабатывания соответственно

На практике это приводит к стремлению сократить число элементов САУ за счет совмещения функций элементов, например, за счет использования одних и тех же элементов как для целей контроля, так и для целей управления. Покажем это на конкретных примерах.

В некоторых случаях датчики исходной информации как таковые могут отсутствовать вследствие использования вместо них управляющих элементов САУ. Так, в схеме резервирования с контролем по подканалам (см. рис. 3.18, а) каждый из трех элементов управления, являющихся объектами контроля, одновременно служит и датчиком исходной информации для контроля.

Аналогично элемент межзвеной связи (рис. 3.18, а) может формировать сигналы, используемые в дальнейшем как для целей управления, так и для целей контроля. Те же причины приводят к применению на практике элементов преобразователя информации, выполняющих весьма простые функции. Так, довольно широко распространен преобразователь информации, состоящий из элемента сравнения двух идентичных сигналов и

инерционного звена, выходной сигнал которого, являющийся контрольным, поступает на исполнительный элемент в виде триггерной ячейки.

Из сказанного следует, что преобразователи информации, исполнительные элементы, элементы сигнализации и индикации, а также программные элементы (при наличии критического участка) входят только в состав ВСК. Датчики же исходной информации являются принадлежностью как ВСК, так и схемы резервирования САУ.

### Вероятностные характеристики ВСК

Величина контрольного сигнала случайна, поскольку в общем случае, помимо нестабильности параметров САУ и ее элементов, она определяется такими факторами, как характеристики случайных внешних возмущений, действующих на систему «самолет — САУ», и т. д. Учесть всю совокупность факторов, определяющих динамику контрольного сигнала, практически невозможно. Поэтому расчет характеристик ВСК приходится проводить при неполной информации о состоянии ОК. В связи с этим в реальных условиях при фиксированном пороге срабатывания элемента ВСК даже при его абсолютной надежности в принципе имеется возможность срабатывания исполнительного элемента ВСК при отсутствии отказа в ОК и несрабатывания при наличии отказа в ОК.

На практике данное положение усугубляется тем, что качество различения состояний ОК определяется не только алгоритмом контроля, но и надежностью элементов ВСК. Таким образом, алгоритм контроля и надежность элементов ВСК влияют на характеристики, определяющие вероятность отказа узла САУ [формулы (3.192) ÷ (3.197)]. Рассмотрим это влияние несколько подробнее.

Одной из причин ложного срабатывания или несрабатывания ВСК являются отказы ее элементов. Интенсивность отказа элементов ВСК, соответствующая ложному несрабатыванию, в формулах (3.192) ÷ (3.197) обозначалась через  $\lambda_1$ .

Способ формирования контрольного сигнала и величина порога срабатывания могут быть причиной частых ложных срабатываний ВСК. Естественно, что увеличение порога срабатывания уменьшает вероятность ложного срабатывания, но зато увеличивается вероятность несрабатывания ВСК при отказах ОК.

В реальных условиях, вообще говоря, контрольный сигнал является случайной функцией времени. Однако число превышений контрольным сигналом заданного уровня (порога срабатывания) на определенном отрезке времени представляет собой дискретную случайную величину. Вследствие того, что отказы элементов САУ есть события редкие, в правильно спроектированной САУ редкими должны быть и ложные срабатывания

ВСК от внешних воздействий. Тогда правильно полагать, что на ограниченном отрезке времени случайная дискретная величина — число превышений порога срабатывания — обладает следующими свойствами:

— моменты превышения порога срабатывания распределены по времени с одинаковой средней плотностью. Обозначим эту плотность, т. е. математическое ожидание числа «превышений», или сложных срабатываний, в единицу времени через  $\lambda_\Phi$ ;

— моменты появления ложных срабатываний являются независимыми событиями, т. е. вероятность того или иного числа ложных срабатываний на заданном отрезке времени не зависит от того, сколько их попало на другой отрезок, не перекрывающийся им;

— вероятности двух и более ложных срабатываний ВСК в течение малого интервала (промежутка) времени  $\Delta t$  пренебрежимо малы по сравнению с вероятностью одного ложного срабатывания в такой же промежуток времени (это условие означает практическую невозможность совпадения двух или более моментов ложного срабатывания). Известно (см. [3]), что случайная дискретная величина, обладающая такими свойствами, имеет распределение Пуассона. Следовательно, вероятность появления  $m$  ложных срабатываний элемента ВСК —  $P(m)$  — за время  $t$  при данном пороге срабатывания будет определяться известным выражением

$$P(m) = \frac{(\lambda_\Phi t)^m}{m!} e^{-\lambda_\Phi t}. \quad (3.218)$$

Отсюда вероятность отсутствия ложных срабатываний за время  $t$  равна

$$P(0) = e^{-\lambda_\Phi t},$$

а вероятность того, что за время  $t$  будет иметь место хотя бы одно ложное срабатывание:

$$q_{л.с} = 1 - P(0) = 1 - e^{-\lambda_\Phi t}$$

или, так как  $\lambda_\Phi t$  — величина малая, то

$$q_{л.с} \approx \lambda_\Phi t.$$

Таким образом, средняя плотность ложных срабатываний оказывается составной частью интенсивности отказов  $\lambda_{кп}$  элементов ВСК, вызывающих ложное срабатывание. С учетом сказанного легко видеть, что величина  $\lambda_{кп}$  в (3.192) : (3.197) представляется в виде

$$\lambda_{кп} = \lambda_0 + \lambda_\Phi. \quad (3.219)$$

Как уже отмечалось, величина  $\lambda_\Phi$  в значительной степени определяется порогом срабатывания. На практике алгоритм конт-

рольного сигнала и порог срабатывания выбираются в результате компромиссного решения, т. е. так, чтобы было обеспечено обнаружение любого опасного отказа ОК при приемлемой вероятности ложных срабатываний ВСК.

### Способы контроля САУ

В настоящее время существует довольно большое число классификаций методов контроля САУ (см. [2]), однако по отношению к виду контролируемых параметров все они сводятся:

— к формированию контрольного сигнала с помощью параметров САУ, или внутреннему контролю (с помощью отклонений руля самолета, параметров элементов САУ);

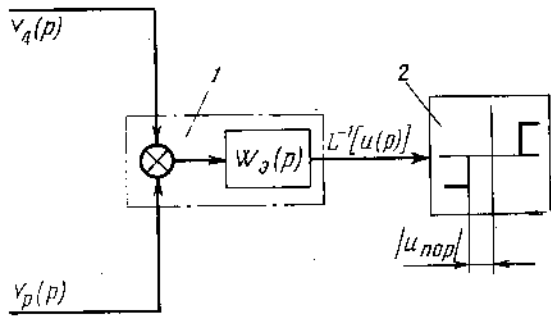


Рис. 3.23. К формированию контрольного сигнала  $u(t)$ :

1—преобразователь информации; 2—исполнительный элемент

— к формированию контрольного сигнала с помощью параметров движения самолета, или внешнему контролю (угол крена, тангажа, отклонение от траектории и т. д.).

Внешний контроль конструктивно реализуется более просто, однако для обнаружения отказа САУ предполагается наличие реакции самолета на отказ САУ. Эта реакция может быть существенно меньше при внутреннем контроле.

Контрольный сигнал по существу в любой момент времени является функцией рассогласования действительного значения  $Y_d(t)$  сигнала, характеризующего реальное состояние ОК, и расчетного значения  $Y_p(t)$  сигнала, соответствующего исправному состоянию ОК. Таким образом, контрольный сигнал  $u$  (рис. 3.23) описывается следующим уравнением (в операторной форме):

$$u(p) = [Y_d(p) - Y_p(p)] W_o(p), \quad (3.220)$$

где  $W_o(p)$  — передаточная функция преобразователя информации.

Основные способы формирования контрольного сигнала можно свести к следующим:

- аналоговому;
- с помощью тест-сигналов;
- с помощью порогового значения действительного сигнала.

Очевидно, при разработке ВСК не исключена возможность комбинированного использования перечисленных способов формирования контрольного сигнала.

Первые два способа формирования контрольного сигнала относятся к внутреннему контролю, а последний может относиться как к внутреннему, так и к внешнему контролю (рис. 3.24).

### Аналоговый способ формирования контрольного сигнала

Сигналы  $Y_d$  и  $Y_p$  описываются практически одинаковыми дифференциальными уравнениями с одними и теми же номинальными значениями коэффициентов.

Этот способ является наиболее распространенным. Конструктивно сигналы  $Y_d(t)$  и  $Y_p(t)$  могут формироваться самым разнообразным образом. Наиболее простой путь — сравнение выходных сигналов двух различных устройств, одно из которых является упрощенной моделью другого.

При аналоговом способе формирования контрольного сигнала в линейной стационарной системе последний удобно представить в следующем виде:

$$u(p) = W_{u/\xi}(p) \sum_{i=1}^n W_{\xi_i}(p) f_i(p). \quad (3.221)$$

Здесь:

- $n$  — число внешних детерминированных возмущений, действующих на систему «самолет — САУ»;
- $W_{u/\xi}$  — передаточная функция контрольного сигнала по единичному отклонению руля самолета;

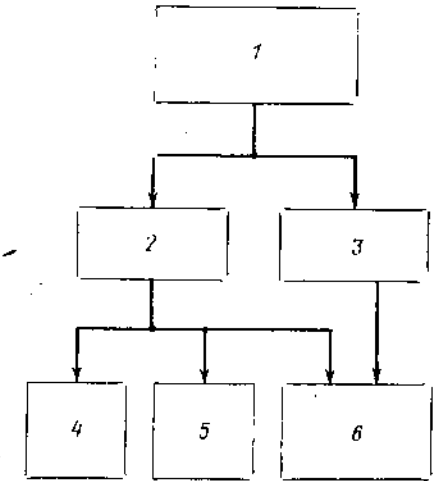


Рис. 3.24. К классификации способов формирования контрольного сигнала:

1—способы формирования контрольного сигнала; 2—способы «внутреннего» контроля; 3—способы «внешнего» контроля; 4—аналоговый; 5—с помощью тест-сигналов; 6—с помощью порогового значения действительного сигнала

$f_i(p)$  — изображение  $i$ -го внешнего воздействия;  
 $W_{\delta_i}$  — передаточная функция приведения воздействия  $f_i(p)$  к рулю.

В зависимости от построения ВСК аналог ОК может быть включен в контур управления замкнутым на руль самолета (рис. 3.25, а) или находиться в разомкнутом контуре (рис. 3.25, б).

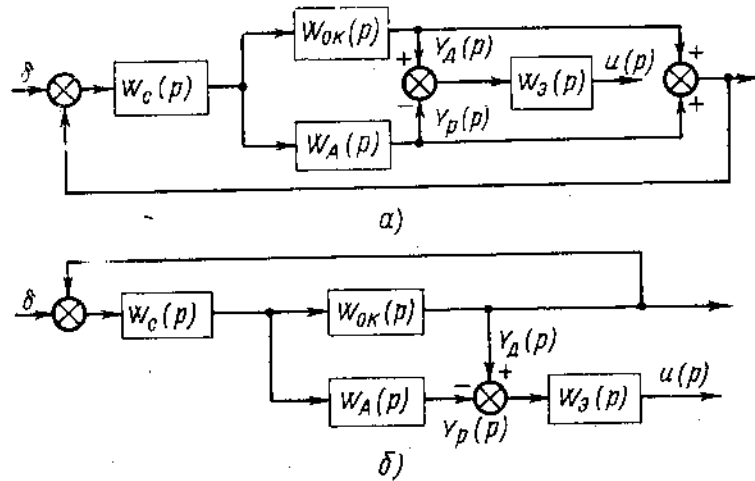


Рис. 3.25. К формированию контрольного сигнала с помощью аналога:  
 а — «замкнутого» на руль самолета; б — «разомкнутого» на руль самолета

В первом случае передаточная функция  $W_{ufc}(p)$  имеет вид:

$$W_{ufc}(p) = \frac{W_c(p) W_{\delta}(p)}{1 + W_c(p) [W_{OK}(p) + W_A(p)]} \cdot [W_{OK}(p) - W_A(p)]; \quad (3.222)$$

во втором —

$$W_{ufc}(p) = \frac{W_c(p) W_{\delta}(p)}{1 + W_c(p) W_{OK}(p)} \cdot [W_{OK}(p) - W_A(p)]. \quad (3.223)$$

В (3.222) и (3.223)

$W_c(p)$  — передаточная функция входного сигнала ОК или аналога ОК по рулю самолета;

$W_{OK}(p)$  — передаточная функция ОК;

$W_A(p)$  — передаточная функция аналога ОК.

Подставив (3.222) или (3.223) в (3.221), получим

$$u(p) = [W_{OK}(p) - W_A(p)] W_{\Gamma}(p) \sum_{i=1}^n W_{\delta_i}(p) f_i(p), \quad (3.224)$$

где при аналоге ОК, замкнутом на руль самолета,

$$W_{\Gamma}^2(p) = \frac{W_c(p) W_{\delta}(p)}{1 + W_c(p) [W_{OK}(p) + W_A(p)]},$$

а при аналоге, не замкнутом на руль самолета,

$$W_{\Gamma}^2(p) = \frac{W_c(p) W_{\delta}(p)}{1 + W_c(p) W_{OK}(p)}. \quad (3.225)$$

Из (3.224) видно, что величина контрольного сигнала зависит не только от величины внешних возмущений и параметров системы «самолет — САУ», но также от параметров ОК и его аналога. Отклонение параметров перечисленных элементов от их номинальных значений приводит к увеличению контрольного сигнала и, как следствие, к увеличению частоты ложных срабатываний ВСК. Очевидно, чем большее число элементов содержит ОК и его аналог, тем к большему увеличению частоты ложных срабатываний это приводит, но тем большая часть элементов САУ войдет в ОК и будет «охвачена» контролем. Влияние разброса параметров ОК и его аналога существенно снижается благодаря их противоположному влиянию на контрольный сигнал (разность передаточных функций  $W_{OK}(p)$  и  $W_A(p)$ ).

Аналоговый способ формирования контрольного сигнала целесообразно применять при достаточно высокой стабильности параметров ОК и его аналога и при аналоге, замкнутом на руль самолета, ибо в этом случае ВСК не существенно увеличивает вес и габариты САУ, а сам способ не ограничивает маневренных свойств самолета при подаче в САУ больших управляющих сигналов.

Аналоговый способ может быть использован в сдвоенных, строенных и т. д. узлах. Например, в схеме резервирования с контролем по подканалам (см. рис. 3.18, а) сигналу  $Y_d$  соответствует сигнал с каждого из трех элементов управления, являющихся объектами контроля, а сигнал  $Y_p$ , поступающий с элемента связи, формируется из трех сигналов  $Y_d$ . В схеме резервирования с кольцевым контролем (см. рис. 3.18, б) каждый из ОК (ЭУ—1, ЭУ—2 и ЭУ—3) может рассматриваться как аналог по отношению к смежному с ним элементу, и поэтому каждый из двух сравниваемых сигналов может рассматриваться и как  $Y_d(t)$  и как  $Y_p(t)$ .

#### Формирование контрольного сигнала с помощью тест-сигналов

Сигнал  $Y_d(t)$  является функцией тест-сигнала, или так называемого стимулирующего сигнала, который специально вводится в ОК только с целью обнаружения отказа последнего и не является необходимым для целей стабилизации траектории. Тест-

сигнал может подаваться на вход ОК либо одновременно с управляющим сигналом, либо поочередно (рис. 3.26).

При одновременной подаче тест-сигнала он обычно представляет собой гармонический сигнал высокой частоты, выделяемый на выходе ОК с помощью резонансного фильтра и демодулируемый. Его влияние на последующие элементы САУ предотвращается искусственным путем, например, инерционными фильтрами в последующих элементах САУ.

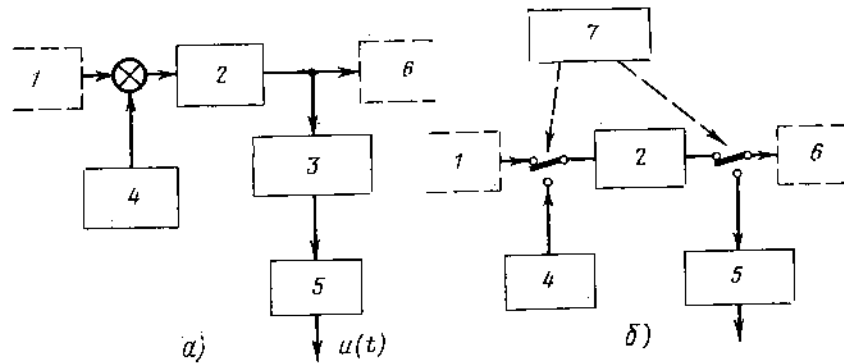


Рис. 3.26. К формированию контрольного сигнала с помощью тест-сигналов при подаче последних:

*a*—одновременно; *б*—поочередно с управляющими сигналами; 1—предыдущий элемент САУ; 2—объект контроля; 3—элемент выделения тест-сигнала; 4—источник тест-сигнала; 5—преобразователь информации; 6—последующий элемент САУ; 7—элемент управления переключением

При высокочастотном тест-сигнале частота последнего для успешного ее выделения из всей совокупности сигналов на выходе ОК и предотвращения влияния на последующие элементы САУ должна существенно превосходить верхнюю границу полосы пропускания ОК, чтобы исключить колебания контрольного сигнала в последующих ОК. В этом случае действительный сигнал после демодуляции можно выразить как

$$Y_p(\omega_T) = k_{OK}(\omega_T) k_{в.т.с}(\omega_T) a_{т.с}(\omega_T), \quad (3.226)$$

где

$\omega_T$  — частота тест-сигнала;  
 $k_{OK}(\omega_T)$  — коэффициент усиления ОК, соответствующий частоте  $\omega_T$ ;  
 $k_{в.т.с}(\omega_T)$  — коэффициент усиления элемента выделения тест-сигнала, соответствующий частоте  $\omega_T$ ;  
 $a_{т.с}$  — амплитуда тест-сигнала с учетом демодуляции последнего.

Из (3.220) и (3.226) получим

$$u(\omega_T) = [k_{OK}(\omega_T) k_{в.т.с}(\omega_T) a_{т.с}(\omega_T) - Y_p] k_a(\omega_T), \quad (3.227)$$

где  $k_a(\omega_T)$  — коэффициент усиления преобразователя информации элемента контроля, соответствующий частоте  $\omega_T$ .

Из выражения (3.227) следует, что при постоянной величине  $Y_p$  контрольный сигнал зависит только от параметров ОК и элементов контроля (включая генератор тест-сигнала), колеблющихся в пределах эксплуатационных допусков. Таким образом, при рассматриваемом способе контроля ВСК в значительно меньшей степени подвержена ложным срабатываниям, чем при любом другом способе формирования контрольного сигнала. Другими достоинствами способа являются простота контроля, сравнительно малые габариты ВСК.

Недостатками рассматриваемого способа контроля является его применимость только для линейных ОК, что ограничивает величину управляющего сигнала САУ, а значит, не дает полностью использовать маневренные возможности самолета. Кроме того, при наличии суммирующего устройства в ОК контроль каждого  $i$ -го сигнала-слагаемого необходимо проводить на отдельной частоте  $\omega_{Ti}$  тест-сигнала. Это обуславливает необходимость иметь несколько генераторов тест-сигналов и устройства выделения тест-сигнала в ВСК, что существенно увеличивает ее габариты и вес.

При поочередной подаче управляющего сигнала и тест-сигнала последний обычно детерминирован и действительный сигнал  $Y_d(t)$  записывается в следующем виде:

$$Y_p(\Delta t) = W_{OK}(\Delta t) f_{т.с}(\Delta t),$$

где  $W_{OK}(\Delta t)$  — переходная функция ОК;  
 $f_{т.с}(\Delta t)$  — детерминированный тест-сигнал;  
 $\Delta t$  — период контроля.

Контрольный сигнал замеряется в последний момент контроля  $\Delta t_k$ , а расчетное значение сигнала  $Y_p$  устанавливается постоянным. При этих условиях выражение для контрольного сигнала имеет следующий вид:

$$u(\Delta t_k) = [W_{OK}(\Delta t_k) \cdot f_{т.с}(\Delta t_k) - Y_p] W_s(\Delta t_k). \quad (3.228)$$

Отсюда следует, что при детерминированном тест-сигнале также весьма мала подверженность ложным срабатываниям, а сам способ контроля чрезвычайно прост и позволяет проконтролировать суммирующее устройство в составе ОК.

Недостатком рассматриваемого способа является сложность его применения на режимах управления, так как точность управления ухудшается вследствие дискретности процесса управления.

### Формирование контрольного сигнала с помощью порогового значения действительного сигнала

В этом случае величина расчетного сигнала равна нулю и суждение о состоянии ОК выносится по величине только действительного сигнала, т. е.

$$u(p) = Y_A(p)W_0(p)$$

или с учетом выражения (3.224) при  $W_A(p) = 0$

$$u(p) = W_{OK}(p)W_{\Gamma}(p) \sum_{i=1}^n W_{\delta_i}(p) f_i(p), \quad (3.229)$$

где  $W_{\Gamma}(p)$  определяется выражением (3.225).

Из (3.225) и (3.229) видно, что при рассматриваемом способе формирования контрольного сигнала ВСК подвержена значительно большему влиянию разброса параметров ОК и других элементов САУ, чем при аналоговом способе контроля.

В качестве контрольных могут использоваться сигналы самых различных элементов САУ:

- при внешнем контроле — сигналы датчиков исходной информации (например, отключение САУ по сигналу граничной перегрузки, отклонению от равноточной зоны ГРМ и т. п.);
- при внутреннем контроле — сигналы вычислителей (например, отключение подканала вычислителя захода при появлении на его выходе сигнала большой величины), сервоприводов и т. д.

При внешнем контроле рассматриваемый способ формирования контрольного сигнала для обнаружения отказа САУ предполагает наличие реакции самолета на отказ САУ, что при ограничении реакции величиной порога срабатывания приводит к неполному использованию маневренных возможностей самолета и способствует увеличению частоты ложных срабатываний ВСК.

Перечисленные способы формирования контрольного сигнала в принципе применимы в резервированных узлах. Однако аналоговый способ чаще применяется в строенных узлах, что дает возможность сократить количество элементов узла благодаря использованию в качестве аналогов самих ОК. В двойных узлах в настоящее время используются преимущественно два других способа формирования контрольного сигнала.

### Выбор порога срабатывания

Величину порога срабатывания целесообразно выбирать из условия получения допустимой вероятности ложного срабатывания элемента контроля за счет ограничения его средней интен-

сивности ложных срабатываний  $\lambda_{\Phi}$  в соответствии с очевидным соотношением

$$\lambda_{\Phi} \ll \lambda_{\Phi \text{ доп}}. \quad (3.230)$$

На основании (3.219) в первом приближении можно положить

$$\lambda_{\Phi \text{ доп}} \approx \frac{1}{2} \lambda_{11}. \quad (3.231)$$

Определение величины  $\lambda_{\Phi}$  равносильно вычислению среднего числа выбросов случайной функции  $u(t)$  в единицу времени за верхний или нижний порог срабатывания. В общем случае эта задача представляет значительные математические трудности.

Наиболее строгим, хотя и чрезвычайно трудоемким способом определения величины  $\lambda_{\Phi}$  является метод статистических испытаний, или метод Монте-Карло [11], так как он применим к исследованию любых систем автоматического управления, вплоть до нелинейных нестационарных. Сущность метода заключается в проведении  $N$  последовательных независимых испытаний исследуемой системы с воспроизведением статистических характеристик возмущений, действующих на систему, с последующей статистической обработкой результатов испытаний. Минимальное число таких испытаний  $N$  определяется необходимой точностью и достоверностью окончательного результата.

Поскольку на практике имеет место отклонение параметров ОК и других элементов САУ от их номинальных значений, что существенно увеличивает необходимое число испытаний  $N$ , ориентировочное определение величины  $\lambda_{\Phi}$  целесообразно проводить аналитически, предварительно определив статистические характеристики случайного процесса  $u(t)$ . С достаточной для целей практики точностью аналитический расчет можно проводить в предположении, что процесс  $u(t)$  является стационарным нормальным. Это допущение справедливо на отдельных этапах полета.

Для простоты расчета будем считать, что верхний и нижний пороги срабатывания численно равны, т. е.

$$|u_{\text{пор}}^{\text{max}}| = |u_{\text{пор}}^{\text{min}}| = |u_{\text{пор}}|.$$

Тогда при указанных выше допущениях величина  $\lambda_{\Phi}$  определится следующим выражением [13]:

$$\lambda_{\Phi} = \frac{\sigma_u}{\pi \sigma_u} e^{-\frac{(|u_{\text{пор}}| - m_u)^2}{2\sigma_u^2}}. \quad (3.232)$$

Здесь

- $\sigma_u$ ,  $\sigma_u'$  — среднеквадратическое отклонение контрольного сигнала и его производной соответственно;
- $m_u$  — математическое ожидание контрольного сигнала.



Статистические характеристики  $\sigma_u$ ,  $\sigma_u^2$  и  $m_u$  целесообразно определять в два последовательных этапа:

- 1) определение величин  $\bar{\sigma}_u$ ,  $\bar{\sigma}_u^2$  и  $\bar{m}_u$  при фиксированных значениях параметров САУ;
- 2) вероятностное осреднение статистических характеристик  $\bar{\sigma}_u$ ,  $\bar{\sigma}_u^2$  и  $\bar{m}_u$  с учетом вероятностей всевозможных значений параметров САУ.

На первом этапе расчета величины  $\bar{\sigma}_u$ ,  $\bar{\sigma}_u^2$  и  $\bar{m}_u$  определяются известными методами вероятностного анализа, из которых наиболее распространены аналитические методы и метод Монте-Карло.

Проиллюстрируем первый этап аналитического метода расчета на примере аналогового способа формирования контрольного сигнала.

Применив к выражению (3.224) операцию математического ожидания, будем иметь

$$\bar{m}_u = (k_{OK} - k_A) k_{\Gamma} \sum_{i=1}^n k_{\delta_i} m_{f_i}, \quad (3.233)$$

где  $m_{f_i}$  — математическое ожидание  $i$ -го внешнего возмущения;  $k$  — коэффициенты усиления соответствующих передаточных функций выражения (3.224).

Вычисление величин  $\sigma_u$  и  $\sigma_u^2$  базируется на известном соотношении [11]:

$$\sigma_u^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^{\infty} |W_{y/x}(j\omega)|^2 S_x(\omega) d\omega, \quad (3.234)$$

где  $S_x$  — спектральная плотность входного сигнала  $x$  по частоте  $\omega$ ;

$W_{y/x}(j\omega)$  — передаточная функция  $y$  по  $x$ ;

$\sigma_y^2$  — дисперсия выходного сигнала  $y$ .

По аналогии с (3.234) из (3.224) будем иметь для дисперсии  $\bar{\sigma}_{u_i}^2$  и  $\bar{\sigma}_{u_i}^2$ , соответствующей  $i$ -му возмущению, следующие выражения:

$$\bar{\sigma}_{u_i}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^{\infty} |W_{OK}(j\omega) - W_A(j\omega)| W_{\Gamma}(j\omega) W_{\delta_i}(j\omega)|^2 S_{f_i}(\omega) d\omega; \quad (3.235)$$

$$\bar{\sigma}_u^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^{\infty} |j\omega [W_{OK}(j\omega) - W_A(j\omega)] W_{\Gamma}(j\omega) W_{\delta_i}(j\omega)|^2 S_{f_i}(\omega) d\omega. \quad (3.236)$$

Здесь  $S_{f_i}(\omega)$  — спектральная плотность  $i$ -го возмущения.

Дисперсии  $\bar{\sigma}_u^2$  и  $\bar{\sigma}_u^2$  вычисляются на основании теоремы о дисперсии суммы независимых случайных величин с помощью следующих выражений:

$$\bar{\sigma}_u^2 = \sum_{i=1}^n \sigma_{u_i}^2; \quad \sigma_u^2 = \sum_{i=1}^n \sigma_{u_i}^2.$$

Сущность вероятностного осреднения статистических характеристик случайного процесса при случайных параметрах САУ заключается в вычислении математического ожидания функции [11]:

$$Z = \varphi[u(t)].$$

В частном случае при вычислении математического ожидания

$$Z = u(t),$$

а при вычислении дисперсии случайного процесса

$$Z = [u(t) - \bar{u}_u]^2.$$

Если контрольный сигнал  $u(t)$  зависит от  $s$  случайных параметров  $X_1, X_2, \dots, X_s$ , закон распределения каждого из которых характеризуется соответствующей плотностью распределения  $f_1(X_1), f_2(X_2), \dots, f_s(X_s)$ , то при независимости параметров САУ будем иметь

$$m_z = \underbrace{\int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \dots \int_{-\infty}^{\infty} f_1(X_1) \cdot f_2(X_2) \cdot \dots \cdot f_s(X_s)}_s \times \\ \times m_z(x_1, x_2, \dots, x_s) dx_1 dx_2 \dots dx_s, \quad (3.237)$$

или

$$m_z = M[m_z(X_1, X_2, \dots, X_s)].$$

Здесь  $m_z(X_1, X_2, \dots, X_s)$  представляет собой случайную функцию, которая при конкретных значениях случайных величин  $X_1, X_2, \dots, X_s$  равна  $m_z(x_1, x_2, \dots, x_s)$ .

Таким образом, искомая числовая характеристика  $m_z$  случайного процесса  $u(t)$  в системе со случайными параметрами представляет собой результат вероятностного осреднения характеристики этого процесса  $m_z(x_1, x_2, \dots, x_s)$ , полученной без учета случайности параметров системы.

При известных величинах  $\sigma_u$ ,  $\sigma_u^2$  и  $m_u$  с помощью выражения (3.232) нетрудно получить зависимость (рис. 3.27)

$$\lambda_{\Phi} = f(|u_{\text{пор}}|) \quad (3.238)$$

и с ее помощью по известной величине  $\lambda_{\Phi \text{ доп}}$  [см. (3.231)] получить минимально-допустимую величину порога срабатывания

$|u_{\text{доп min}}|$  из условия получения допустимой вероятности ложных срабатываний элемента контроля.

Максимально-допустимая величина порога срабатывания  $|u_{\text{доп max}}|$  определится из условий обеспечения заданного уровня безопасности полета самолета при имитации всевозможных обобщенных отказов ОК (см. разд. 3.3), как максимальная величина

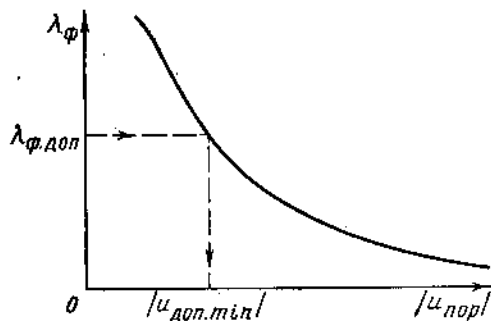


Рис. 3.27. Примерный вид зависимости интенсивности отказа  $\lambda_{\phi}$  от порога срабатывания

порога срабатывания, при которой еще нет опасных отказов ОК.

При

$$|u_{\text{доп min}}| \leq |u_{\text{доп max}}|$$

исследуемый элемент контроля является приемлемым, так как при его пороге срабатывания  $|u_{\text{пор}}|$ , удовлетворяющем соотношению

$$|u_{\text{доп min}}| \leq |u_{\text{пор}}| \leq |u_{\text{доп max}}|, \quad (3.239)$$

выполняется требуемое условие

$$\lambda_{\phi} \leq \lambda_{\phi \text{ max}}$$

и ни один отказ ОК не является опасным.

Если же имеет место неравенство

$$|u_{\text{доп min}}| > |u_{\text{доп max}}|$$

то это свидетельствует либо о необходимости некоторого увеличения величины  $\lambda_{\phi \text{ max}}$  вероятности ложных срабатываний, а значит — уменьшения  $|u_{\text{доп min}}|$ , либо о необходимости доработки алгоритма контроля.

Изложенный подход к выбору порога срабатывания весьма трудоемок, особенно этап вероятностного осреднения. Поэтому на практике иногда применяется так называемый расчет на наихудший случай для предварительного получения величины  $|u_{\text{доп min}}|$  порога срабатывания. Суть этого расчета заключается в том, что применительно к определенному этапу полета случай-

ные внешние воздействия заменяются детерминированными; параметры САУ устанавливаются на границах их полей допусков с тем, чтобы получить наибольшее из возможных значение контрольного сигнала (так называемый «наихудший разброс» параметров). При этих условиях проводится моделирование системы «самолет—САУ» без имитации отказов последней и за  $|u_{\text{доп min}}|$  принимается максимальное значение контрольного сигнала.

Расчет на наихудший случай в приведенной наиболее грубой форме иногда уточняют, проведя первый этап расчета — определение величин  $m_u$  и  $\sigma_u$  одним из методов вероятностного анализа, но при «наихудшем разбросе» параметров САУ. Затем величину  $|u_{\text{доп min}}|$  определяют по соотношению

$$|u_{\text{доп min}}| \approx |m_u| + b \cdot \sigma_u, \quad (3.240)$$

где  $b$  — положительное число, обычно принимаемое равным 3.

Определенная при «наихудшем разбросе» параметров САУ величина  $|u_{\text{доп min}}|$  при любом другом разбросе параметров будет превышать максимальное значение контрольного сигнала. Таким образом, при расчете на наихудший случай стараются по возможности уменьшить вероятность ложного срабатывания, никак не оценивая ее количественно. При этом имеет место неопределенность (некорректность) как при формировании детерминированных внешних возмущений, амплитуда которых часто выбирается «с запасом», так и при расчете с помощью выражения (3.240), в котором величина  $b$  строго не обосновывается. Таким образом, применение расчета на наихудший случай может привести к существенному завышению порога  $|u_{\text{доп min}}|$ . Если в дальнейшем выполняется соотношение (3.239), то исследуемый элемент контроля вполне можно считать приемлемым несмотря на использование расчета на «наихудший случай». Однако невыполнение в дальнейшем соотношения (3.239) свидетельствует в первую очередь не столько о непригодности алгоритма контроля, сколько о необходимости перехода к более строгим и точным методам выбора порога срабатывания.

### 3.8. ПРОЕКТИРОВАНИЕ САУ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ ЗАДАННЫЙ УРОВЕНЬ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА

Процесс проектирования САУ, обеспечивающей заданный уровень безопасности полета, весьма сложен и трудоемок. Условно этот процесс можно разбить на два взаимосвязанных этапа:

— теоретический, заключающийся в разработке желаемой структуры САУ, удовлетворяющей конструктивным, эксплуатационным требованиям; выполнение этих требований (требуемая отказность, минимально-допустимое среднее время безотказной

работы базовых элементов) означает теоретическое обеспечение заданного уровня безопасности полета;

— экспериментально-аналитический, заключающийся в определении действительных показателей безопасности макета САУ со структурой, соответствующей желаемой.

Приведем обычно имеющую место на практике последовательность операций первого и второго этапов проектирования.

Теоретический этап содержит следующие операции:

— определение протяженности критического участка трассы полета на основании опыта разработки аналогичных систем и анализа требований к разрабатываемой системе;

— разделение структуры САУ на некритическую часть, участвующую в управлении полетом только на докритическом участке, и критическую часть, которая участвует в управлении полетом на критическом участке;

— разработку одноотказной структуры, содержащей простейшие элементы обеспечения безопасности в некритической части САУ и расчет характеристик простейших элементов обеспечения безопасности;

— разработку схемы резервирования критической части САУ с выбором способа проверки готовности САУ перед выходом на критический участок полета и определением необходимой отказности САУ, а затем — распределение заданного уровня риска управления по узлам и определение минимально-допустимого среднего времени безотказной работы базовых элементов САУ;

— разработку структуры ВСК, выбор алгоритмов контроля ее элементов и определение требований на вероятностные характеристики элементов ВСК.

Экспериментально-аналитический этап включает следующие операции:

— выяснение предельно допустимой величины реакции самолета на отказ САУ на различных режимах полета;

— определение статистических характеристик контрольного сигнала и выбор порогов срабатывания элементов ВСК;

— определение располагаемого времени при различных отказах САУ на докритическом участке полета;

— имитацию возможных отказов элементов резервированной САУ и распределение отказов на опасные, неопасные и потенциально опасные.

Конечной фазой разработки является проверка соответствия теоретических и действительных показателей безопасности САУ.

В случае несоответствия проводятся доработки САУ, состоящие чаще всего в изменении алгоритма контроля какого-либо элемента ВСК или проводится пересчет требований на элементы САУ, чаще всего сводящийся к перераспределению заданного уровня риска управления по узлам и определению новых величин минимально-допустимого среднего времени безотказной работы элементов САУ. Такой процесс последовательного прибли-

жения теоретических показателей к действительным при разработке САУ продолжается до достижения их практически полного соответствия.

На практике, особенно на ранней стадии расчета САУ, невозможно, а иногда нецелесообразно проводить последовательно все перечисленные этапы проектирования. Очень часто процесс проектирования САУ под заданный уровень безопасности упрощается, если при этом проводится расчет на наихудший случай.

В качестве примера рассмотрим такой упрощенный процесс проектирования продольного канала САУ, обеспечивающей заданный уровень безопасности полета пассажирского самолета.

1. Продольный канал САУ должен обеспечивать:

— стабилизацию угла тангажа;

— стабилизацию заданной высоты полета;

— заход на посадку по сигналам РТС с высоты выполнения предпосадочного маневра до высоты 15 м при любых условиях визуальной ориентировки, вплоть до полного отсутствия видимости.

Угол наклона глissады планирования должен составлять  $\theta_{гд} = 2 \div 4^\circ$ , скорость захода  $V = 250 \div 280$  км/ч. Для простоты положим, что триммирование руля высоты и стабилизацию скорости полета самолета возможно проводить вручную.

2. Заданы следующие параметры движения самолета, определяющие реакцию самолета на отказ, а также предельно допустимые значения этих параметров (в скобках), соответствующие аварийному положению:

— нормальная перегрузка  $n_y$  ( $n_{y \max}$  и  $n_{y \min}$ );

— угол атаки  $\alpha$  ( $\alpha_{\max}$  и  $\alpha_{\min}$ );

— угол тангажа  $\phi$  ( $\phi_{\max}$  и  $\phi_{\min}$ );

— скорость полета  $V$  ( $V_{\max}$  и  $V_{\min}$ );

— угловая скорость  $\omega_z$  ( $\omega_{z \max}$ );

— угловое ускорение  $\dot{\omega}_z$  ( $\dot{\omega}_{z \max}$ );

— отклонение от заданной высоты полета  $\Delta H$  ( $\Delta H_{\max}$  и  $\Delta H_{\min}$ );

— отклонение от равносигнальной зоны  $\epsilon$  ( $\epsilon_{\max}$ ;  $\epsilon_{\min}$ ).

Последние два параметра движения самолета относятся ко второй группе параметров, остальные — к первой группе параметров. Если предельно допустимые значения параметров второй группы не оговорены в технических требованиях, то целесообразно определить их, исходя либо из границ эшелона по высоте, в котором должен происходить полет ( $\Delta H_{\min}$ ,  $\Delta H_{\max}$ ), либо из границ зоны линейности глissадного приемника ( $\epsilon_{\max}$ ;  $\epsilon_{\min}$ ).

3. Уровень риска при полете самолета с САУ не должен превышать  $Q_{\text{вез}}^{\text{пол}} = 10^{-7}$  на посадку, а взлетно-посадочные характеристики самолета таковы, что повторный заход на посадку может быть успешно осуществлен с высоты не менее 60 м.

## Анализ структуры исходной САУ

Проанализируем сначала возможность обеспечения безопасности полета с помощью существующей, или исходной САУ (рис. 3.28). Исходная САУ имеет сервопривод с жесткой обратной связью и содержит следующие датчики исходной информации:

- датчик угловой скорости (ДУС);
- гировертикаль (ГВ);
- корректор высоты (КВ);

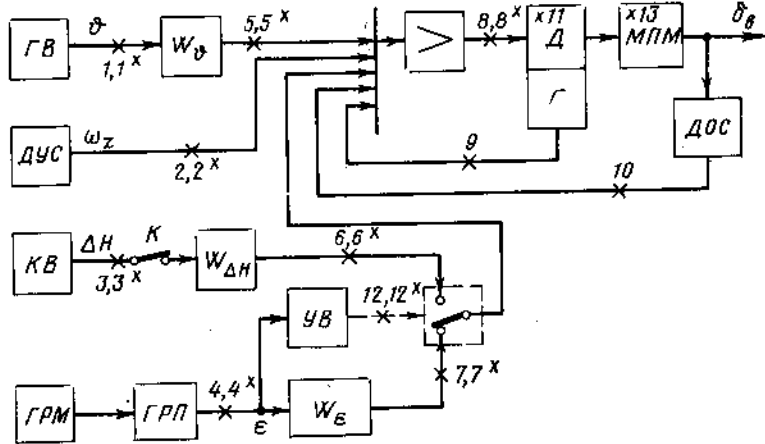


Рис. 3.28. Исходная структура продольного канала САУ:

ГВ—гировертикаль; ДУС—датчик угловой скорости; КВ—корректор высоты; ГРМ—глиссадный радиомаяк; ГРП—глиссадный радиоприемник; УВ—устройство включения режима захода на посадку; Д—двигатель; Г—генератор; МПП—муфта предельного момента; ДОС—датчик обратной связи; 1; 1\*—12; 12\*—шифр отказов

— глиссадный радиоприемник (ГРП), воспринимающий сигнал глиссадного радиомаяка (ГРМ).

Кроме того, в состав исходной САУ входит преобразователь угла тангажа (передаточная функция  $W_\phi(p)$ ) и траекторные вычислители (передаточные функции  $W_{\Delta H}(p)$  и  $W_\epsilon(p)$ ).

Преобразованные сигналы датчиков углового положения самолета поступают в сервопривод все время, а сигналы с траекторных вычислителей — только в соответствующем режиме полета, причем режим стабилизации высоты включается летчиком с пульта управления (ключ  $K$  на рис. 3.28), а режим захвата глиссады планирования, задаваемой ГРМ, — автоматически, в момент пересечения самолетом равносигнальной зоны ГРМ. Средством обеспечения безопасности, входящим в состав исходной САУ, является муфта предельного момента МПП, ограничивающая угол отклонения руля высоты исходя из условия превышения предельно допустимой нормальной перегрузки.

Так как самолет может уйти на запасной аэродром с высоты не менее 60 м, а отказ исходной САУ может иметь место и на меньшей высоте в условиях полного отсутствия визуальной ориентировки, то участок полета от  $H_1=60$  м до  $H_2=15$  м является критическим. Протяженность во времени критического участка определяется по формуле

$$t_{кр} \approx \frac{57,3}{V\theta_{гл}} (H_1 - H_2), \quad (3.241)$$

где  $V$  — скорость захода на посадку в м·с<sup>-1</sup>;  
 $\theta_{гл}$  — угол наклона глиссады планирования в град.

Таким образом, критическая часть САУ будет содержать:

— элементы, постоянно включенные в контур управления полетом (гировертикаль, демпфирующий гироскоп, преобразователь угла тангажа, сервопривод);

— элементы, включенные в контур управления лишь в режиме захода на посадку (ГРМ, ГРП, вычислитель захода). Известно, что уровень риска управления определяется в основном вероятностью отказа критической части САУ, если на докритическом участке нет опасных отказов САУ; необходимо резервирование критической части исходной САУ, если на критическом участке имеются опасные отказы критической части исходной САУ.

Все это определяет задачи моделирования системы «самолет—САУ»: имитация всевозможных обобщенных отказов исходной САУ на критическом и докритическом участках полета с целью выявления опасных отказов исходной САУ и необходимости последующего уточнения структуры системы контроля докритической части исходной САУ или необходимости резервирования критической части исходной САУ.

Для решения задач моделирования необходимо иметь:

— перечень параметров движения самолета и величины предельно допустимых значений этих параметров, определяющих аварийное положение самолета и ограничивающих реакцию самолета на отказ САУ;

— перечень возможных обобщенных отказов САУ, подлежащих моделированию, и моменты их имитации;

— вид и величины возмущений, действующих на систему «самолет—САУ», а также моменты их задания;

— модель летчика при его вмешательстве в управление в случае отказа САУ и ликвидации последствий отказа.

Принадлежность элементов САУ (или ее частей) тому или иному обобщенному отказу (см. рис. 3.28 и табл. 3.6) устанавливается или на основании анализа принципиальной схемы САУ (ее части) или на основании имитации отказов всевозможных элементов САУ при нахождении САУ (части САУ) вне замкнутого контура управления. Например, обобщенные отказы серво-

привода могут быть определены при имитации различных отказов только сервопривода вне его связи с другими частями САУ.  $\lambda$ -характеристики, соответствующие обобщенным отказам, вычисляются по формулам, идентичным (3.181).

Таблица 3.6

Возможные обобщенные отказы исходной САУ

Шифр отказа	Название отказа	Тип	Интенсивность отказа	Примечание
1	Пропадание сигнала с гировертикали	I	$\lambda_1$	Отказы датчиков
1*	Завал гировертикали	II	$\lambda_{1*}$	
2	Пропадание сигнала с демпфирующего гироскопа	I	$\lambda_2$	
2*	Завал демпфирующего гироскопа на упор	II	$\lambda_{2*}$	
3	Пропадание сигнала с корректора высоты	I	$\lambda_3$	Отказы вычислителей
3*	Ложный сигнал с корректора высоты	II	$\lambda_{3*}$	
4	Пропадание сигнала с ГРП	I	$\lambda_4$	
4*	Ложный сигнал с ГРП	II	$\lambda_{4*}$	
5	Пропадание сигнала с выхода преобразователя угла тангажа	I	$\lambda_5$	Отказы вычислителей
5*	Ложный сигнал с выхода преобразователя угла тангажа	II	$\lambda_{5*}$	
6	Пропадание сигнала с вычислителя высоты	I	$\lambda_6$	
6*	Ложный сигнал с вычислителя высоты	II	$\lambda_{6*}$	
7	Пропадание сигнала с вычислителя захода на посадку	I	$\lambda_7$	
7*	Ложный сигнал с вычислителя захода на посадку	II	$\lambda_{7*}$	
8	Пропадание сигнала на входе в рулевую машину	I	$\lambda_8$	Отказы сервопривода
8*	Ложный сигнал на рулевую машину	II	$\lambda_{8*}$	
9	Обрыв СОС	I	$\lambda_9$	
10	Обрыв ЖОС	I	$\lambda_{10}$	
11	Заклинивание рулевой машины	I	$\lambda_{11}$	
12	Несрабатывание устройства включения захвата глиссады	I	$\lambda_{12}$	Отказы прочих элементов
12*	Ложное срабатывание устройства включения захвата глиссады	II	$\lambda_{12*}$	
13	Отказ муфты пересиливания	I	$\lambda_{13}$	

Хотя отказы САУ случайны, однако при моделировании их целесообразно рассматривать как детерминированное воздействие, имитируемое в конкретный момент времени полета. При этом отказы элементов исходной САУ целесообразно имитировать в наиболее характерные моменты времени полета, чтобы

сократить объем испытаний до минимума. Такими моментами являются:

в режиме стабилизации угла тангажа или стабилизации высоты полета — любой момент времени (на конкретном режиме полета вследствие стационарности системы реакция на отказ будет одинакова);

— в режиме захода на посадку;

— момент пересечения равносигнальной зоны ГРМ;

— момент наибольшего отклонения самолета от глиссады планирования в процессе «захвата глиссады»;

— момент пролета на ДПРС;

— момент, на 10—20 с предшествующий окончанию маневра захода на посадку.

За расчетное внешнее возмущение часто принимают вертикальный порыв ветра, имеющий

— величину  $W=3$  м/с и продолжительность действия  $t_w=1$  с, начиная с пролета ДПРС;

— величину  $W=3$  м/с и продолжительность действия  $t_w=2$  с при полете на высоте выполнения предпосадочного маневра и в процессе захвата глиссады;

— величину  $W=6$  м/с и продолжительность действия  $t_w=2$  с на остальных режимах полета.

Момент задания и направление ветрового воздействия целесообразно выбирать из условия получения максимальной реакции самолета на отказ САУ при имитации последнего. После имитации отказа САУ в момент  $t_0$  будем полагать, что:

— до момента  $t_n$  летчик не подозревает о наличии отказа САУ;

— в момент  $t_n$  летчик фиксирует наличие нарушения нормального протекания процесса управления, но не вмешивается в управление полетом в течение времени переключения  $t_{пер}$  после момента проявления отказа  $t_n$ ;

— в момент  $t_n+t_{пер}$  летчик исключает САУ и пытается ликвидировать реакцию самолета на отказ, управляя самолетом с максимально допустимой перегрузкой.

За момент проявления отказа  $t_n$  при моделировании будем считать момент времени, в который хотя бы один из параметров движения самолета, определяющих аварийное положение, достиг «порогового» для данного режима полета значения, или «порога срабатывания летчика» (табл. 3.7).

Методика моделирования отказов заключается в имитации возможных обобщенных отказов при перечислении его последствий и поведении летчика при отказе и ликвидации его последствий. При этом целесообразно отказы, реакция на которые существенна (например, ложные сигналы активных элементов схемы), имитировать без внешних воздействий, так как наличие последних на практике приведет к увеличению реакции на отказ. Внешними воздействиями следует сопровождать лишь отказы,

Таблица 3.7

Параметр движения самолета	Пороговые* значения параметров движения самолета	
$n_y$	$n_{y \max}^{\text{пор}}$	$n_{y \min}^{\text{пор}}$
$\phi$	$\phi_{\max}^{\text{пор}}$	$\phi_{\min}^{\text{пор}}$
$\omega_z$	$\omega_z^{\text{пор}}_{\max}$	$\omega_z^{\text{пор}}_{\min}$
$\Delta H$	$\Delta H^{\text{пор}}_{\max}$	$\Delta H^{\text{пор}}_{\min}$
$\epsilon$	$\epsilon^{\text{пор}}_{\max}$	$\epsilon^{\text{пор}}_{\min}$
Отклонение штурвальной колонки от балансировочного положения		
$\Delta X_{\text{ш.к}}$	$\Delta X_{\text{ш.к}}^{\text{пор}}_{\max}$	$\Delta X_{\text{ш.к}}^{\text{пор}}_{\min}$
$\dot{X}_{\text{ш.к}}$	$\dot{X}_{\text{ш.к}}^{\text{пор}}_{\max}$	$\dot{X}_{\text{ш.к}}^{\text{пор}}_{\min}$

реакция на которые несущественна (например, пропадание близких к нулю сигналов в установившемся режиме полета). Таким образом, изложенная упрощенная методика моделирования будет давать наилучшие результаты при отсутствии внешних воздействий и наихудшие — при их наличии.

Результатами моделирования служат максимальные величины реакции самолета на всевозможные отказы САУ. Опасные отказы САУ нетрудно выявить, сравнивая полученные результаты с предельно допустимыми значениями параметров движения самолета.

При этом следует иметь в виду, что отказ безусловно опасен, если реакция на отказ недопустима при получении наилучшего результата. В случае же недопустимости реакции на отказ при получении наихудшего результата отнесение рассматриваемого отказа к классу опасных может оказаться перестраховкой, в дальнейшем ведущей к неоправданному усложнению САУ при проектировании. Поэтому при получении такого не совсем очевидного результата целесообразно в первую очередь уточнить условия моделирования.

Предположим, что в результате моделирования имеем следующие опасные отказы (см. табл. 3.6):

- в некритической части САУ — отказы 3\*; 6\*;
- в критической части САУ — отказы 1; 1\*; 2\*; 4; 4\*; 5; 5\*;
- 7; 7\*; 8; 10.

Суммарная  $\lambda$ -характеристика, соответствующая опасным отказам САУ  $\lambda_{\text{оп}}$ , вычисляется по формуле, аналогичной (3.181):

$$\lambda_{\text{оп}} = \lambda_{3*} + \lambda_{6*} + \lambda_1 + \lambda_{1*} + \lambda_{2*} + \lambda_4 + \lambda_{4*} + \lambda_5 + \lambda_{5*} + \lambda_7 + \lambda_{7*} + \lambda_8 + \lambda_{10}.$$

Уровень риска только за критическое время полета  $t_{\text{кр}}$  определим с помощью приближенной формулы:

$$Q = \lambda_{\text{оп}} t_{\text{кр}} \quad (3.242)$$

Предельно допустимый уровень риска  $10^{-7}$  задан как на канал руля высоты, так и на канал элеронов и руля направления. Положим, что канал руля высоты обеспечивает тот же уровень риска —  $Q_{\text{пр}}$ , что и канал элеронов и руля направления. Тогда

$$Q_{\text{пр}} = 0,5 \cdot 10^{-7}.$$

Далее положим, что уровень риска от погрешностей управления, обусловленных, например, отклонением параметров САУ от номинальных значений или внешними воздействиями при отсутствии отказов элементов САУ, равен уровню риска, обусловленному отказами САУ —  $Q_{\text{пр.отк.}}^{\text{доп}}$ . Тогда

$$Q_{\text{пр.отк.}}^{\text{доп}} = 0,25 \cdot 10^{-7}.$$

Для суждения о пригодности исходной САУ необходимо сравнить величину  $Q_{\text{пр.отк.}}^{\text{доп}}$  с величиной, рассчитанной по формуле (3.242). Положим, что при существующих характеристиках надежности для выбранных элементов САУ

$$Q = 10^{-5} > 0,25 \cdot 10^{-7},$$

причем для критической части САУ

$$Q_{\text{кр}} = 0,9 \cdot 10^{-5},$$

а для некритической

$$Q_{\text{нк}} = 1 \cdot 10^{-6}.$$

Следовательно, необходимо уточнить структуру не только критической, но и некритической части САУ, так как если в результате резервирования критической части будем иметь

$$Q_{\text{кр}} \ll Q_{\text{нк}},$$

то останется справедливым соотношение

$$Q \approx Q_{\text{нк}} = 10^{-6} > 0,25 \cdot 10^{-7}.$$

## Уточнение структуры не критической части САУ

Пусть опасные отказы не критической части исходной САУ приводят к быстрому отклонению руля на предельный угол  $\delta_{в.пред.}$ , причем возможности различных типов ограничителей руля полностью исчерпаны. В этом случае происходит уход самолета от заданной высоты полета с установившимися углами наклона траектории  $\theta_{уст}$  и с установившейся вертикальной скоростью [14]:

$$\dot{H}_{уст} = - \frac{c_3 c_6 [e_1 c_4 - e_2 (c_7 + c_8)]}{c_7 (e_2 e_3 - e_3 c_4)} \delta_{в.пред.}$$

Сохранение высоты полета самолета в допустимых пределах может быть сравнительно просто достигнуто путем выдачи летчику сигнала о превышении высотой полета каких-то «пороговых» значений  $\Delta H_{пор}$ , расположенных внутри областей предельно допустимых высот полета. Это достигается с помощью элемента встроенного контроля, сигнал которого  $u_{\Delta H}$  имеет следующий вид:

$$u_{\Delta H} = k_{\Delta H} \Delta H.$$

Граница порога срабатывания  $u_{\Delta H пор}$  определяется выражением

$$u_{\Delta H пор} = k_{\Delta H} \Delta H_{пор},$$

где  $k_{\Delta H}$  — коэффициент усиления, а  $u_{\Delta H пор}$  — порог срабатывания исполнительного элемента устройства сигнализации об отказе (например, триггера). Так как на практике  $u_{\Delta H пор}$  фиксирована достаточно жестко, то при известной  $\Delta H_{пор}$  разработка устройства сигнализации сводится к определению коэффициента  $k_{\Delta H}$ .

Величину  $\Delta H_{пор}$  определим как

$$\Delta H_{пор} = \Delta H_{доп} - (\dot{H}_{уст} \cdot t_{пер}^* + \Delta H_{ликв}), \quad (3.243)$$

где  $\Delta H_{доп}$  — предельно допустимое отклонение по высоте полета;

$\Delta H_{ликв}$  — изменение высоты с момента отключения летчиком отказавшей САУ и включения его в процесс управления полетом самолета до момента достижения максимума реакции самолета на отказ САУ;

$t_{пер}^*$  — время переключения летчика с момента подачи сигнала об отказе САУ до момента вмешательства летчика в процесс управления полетом меньше, чем  $t_{пер}$ , при отсутствии сигнализации об отказе САУ.

Величина  $\Delta H_{ликв}$  сравнительно просто определяется при моделировании в условиях, при которых получается наилучший результат. Для этого:

— имитируется отказ в режиме стабилизации высоты, при котором имеет место максимально возможное  $\dot{H}_{уст}$ ;

— имитируется отключение САУ, процесс вмешательства летчика в управление самолетом, ликвидация летчиком последствий отказа при управлении самолетом с максимально-допустимой перегрузкой.

По результатам моделирования измеряется величина  $\Delta H_{ликв}^{max}$ .

Таким образом,

$$k_{\Delta H} = \frac{u_{\Delta H пор}}{\Delta H_{доп} - (\dot{H}_{уст}^{max} t_{пер}^* + \Delta H_{ликв}^{max})}. \quad (3.244)$$

При слишком большой для практической реализации величине  $k_{\Delta H}$  [что может иметь место при малости знаменателя формулы (3.244)] величину реакции самолета на отказ САУ можно уменьшить за счет отключения САУ одновременно с выдачей летчику сигнала об отказе. В этом случае

$$k_{\Delta H} = \frac{u_{\Delta H пор}}{\Delta H_{доп} - \Delta H_{ликв}^{max}}. \quad (3.245)$$

Для определения  $\Delta H_{ликв}^{max}$  ход моделирования несколько видоизменяется: при максимально-возможном  $\dot{H}_{уст}$  имитируется отключение САУ, включение летчика в процесс управления через время  $t_{пер}^*$  и ликвидация летчиком последствий отказа при управлении самолетом с максимально-допустимой перегрузкой.

При изложенном подходе величина  $k_{\Delta H}$  получается с некоторым «запасом» [см. формулы (3.244) и (3.245)], что гарантирует, с одной стороны, сохранение высоты полета в интервале предельно допустимых значений при отказах 3\* и 6\* в режиме стабилизации высоты на любом режиме полета, но, с другой стороны, повышает интенсивность ложного срабатывания сигнализатора при отсутствии в нем отказов. На этапе проектирования эту интенсивность допустимо определить аналитическим методом для наихудшего случая. Для этого сначала определим среднее квадратичное отклонение  $\sigma_{u_{\Delta H}}$  контрольного сигнала  $u_{\Delta H}$  по формуле, аналогичной (3.234):

$$\sigma_{u_{\Delta H}}^2 = \frac{1}{\pi} \sigma_W^2 \int_0^{\infty} |W_{u_{\Delta H}}/W|^2 S_{W_H}(\omega) d\omega,$$

где  $S_{W_H}$  — нормированная спектральная плотность ветрового воздействия;

$\sigma_W$  — интенсивность ветрового воздействия, встречающаяся в полете с определенной вероятностью  $P_W$ .

С целью выбора наихудшего результата величину  $\sigma_W$  следует выбирать достаточно большой, чтобы вероятность встречи с ветром большей интенсивности была малой. Например, вероятность

встречи интенсивности больше, чем  $\sigma_w = 2$  м/с, составляет  $P_w = 0,01$  [5]. Затем вычислим среднее квадратичное отклонение скорости изменения контрольного сигнала  $\sigma_{u_{\Delta H}}$ :

$$\sigma_{u_{\Delta H}}^2 = \frac{1}{\pi} \sigma_w^2 \int_0^{\infty} |W_{u_{\Delta H}/w}|^2 S_{w_H}(\omega) \omega^2 d\omega,$$

и в итоге, с помощью формулы, аналогичной (3.232), в предположении, что математическое ожидание контрольного сигнала равно нулю, получим выражение для интенсивности ложного срабатывания:

$$\lambda_{\Phi \Delta H} = \frac{\sigma_{u_{\Delta H}}}{\pi \sigma_{u_{\Delta H}}} e^{-\frac{u_{\Delta H \text{ пор}}}{2\sigma_{u_{\Delta H}}^2}}.$$

Интенсивность несрабатывания сигнализатора  $\lambda_I$  и ложного срабатывания сигнализатора  $\lambda_{II}$  при его отказах вычисляются после анализа последствий всевозможных отказов элементов сигнализатора по формулам, идентичным (3.181).

После проведенных уточнений уровень риска управления, соответствующий отказам некритической части САУ, определится следующим выражением:

$$Q_{жк} \approx \frac{1}{2} (\lambda_{3*} + \lambda_{6*}) \lambda_I t^2 + (\lambda_{3*} + \lambda_{6*} + \lambda_{II} + \lambda_{\Phi \Delta H}) t q_{л}, \quad (3.246)$$

где  $q_{л}$  — вероятность невмешательства летчика в управление полетом при выдаче ему сигнала об отказе САУ;

$t$  — время, соответствующее участку полета, на котором отказы некритической части исходной САУ являются опасными.

Практика показывает, что вследствие малости величины  $q_{л}$  уровень риска  $Q_{жк}$  определяется в основном первым слагаемым выражения (3.246), которое является весьма малой величиной вследствие малости произведения интенсивностей отказов даже при относительно большой величине  $t$ . Таким образом, из сопоставления (3.242) и (3.246) следует, что введение элемента встроенного контроля в некритическую часть САУ позволяет обеспечить выполнение неравенства

$$Q_{жк} \ll Q_{пр,отк}^{дон} = 0,25 \cdot 10^{-7}.$$

### Уточнение структуры критической части САУ

При уточнении структуры критической части САУ будем считать, что датчики исходной информации — ГРМ, ГРП, не входя-

щие в состав САУ, представляют собой самостоятельный узел, имеющий вероятность отказа не выше предельно допустимой и что в САУ из него поступает то число сигналов управления и контроля, которое необходимо для целей резервирования ее узлов.

Из теории надежности известно, что при прочих равных условиях вероятность отказа схемы, построенной по способу общего резервирования, выше, чем схемы, построенной по способу отдельного резервирования. В связи с этим структуру критической части САУ будем строить по способу отдельного резервирования, для чего разобьем ее на два узла: узел траекторных вычислителей и узел сервоприводов. При минимальной скорости захода на посадку  $V = 250$  км/ч = 70 м/с, при минимально-допустимом угле наклона глиссады  $\theta_{гд} = 2^\circ$  из (3.241) получим максимальную временную протяженность критического участка:

$$t_{кр} = 18 \text{ с.}$$

Соответствующие данные табл. 3.4, полученные для САУ, построенной по способу общего резервирования, позволяют утверждать, что при отдельном резервировании САУ требуемые характеристики безопасности полета будут обеспечены с помощью двухотказной САУ.

Практика показывает, что наиболее просто траекторный вычислитель контролируется аналоговым способом, поэтому узел траекторных вычислителей целесообразно сделать строением с постоянно включенным резервом.

Так как сервопривод по сравнению с другими элементами является элементом с наибольшим весом и наибольшими габаритами, узел сервоприводов сделаем сдвоенным с резервированием замещением и с элементом встроенного контроля.

В качестве элемента встроенного контроля используем аналог сервопривода, на вход которого поступают сигналы управления из узла траекторных вычислителей и сигнал обратной связи сервопривода. Превышение суммой этих сигналов порога срабатывания будет соответствовать отказу сервопривода. Таким образом, контролировать сервопривод будем аналогово-пороговым способом. К узлу сервоприводов отнесем также преобразователь сигнала тангажа и демпфирующий гироскоп в предположении, что их отказы будут контролироваться элементом встроенного контроля сервопривода (рис. 3.29).

В качестве элементов связи трех вычислителей захода на посадку с двумя сервоприводами и их элементами встроенного контроля возьмем элементы, на выходе которых из трех входных сигналов появляется только один сигнал, имеющий промежуточное по величине значение. При расчете уровня риска управления указанные элементы связи также будем относить к узлу серво-



привода, так как их отказы приводят к прекращению передачи траекторного сигнала либо в сервопривод, либо в элемент встроенного контроля сервопривода (рис. 3.29).

В данном случае структура критической части САУ не меняется по режимам захода на посадку.

Определим минимально-допустимое среднее время безотказной работы базовых элементов уточненной критической части САУ. При этом для простоты будем полагать, что:

- система контроля готовности абсолютно надежна;
- базовые элементы одного узла равнонадежны;
- узлы критической части САУ равнонадежны.

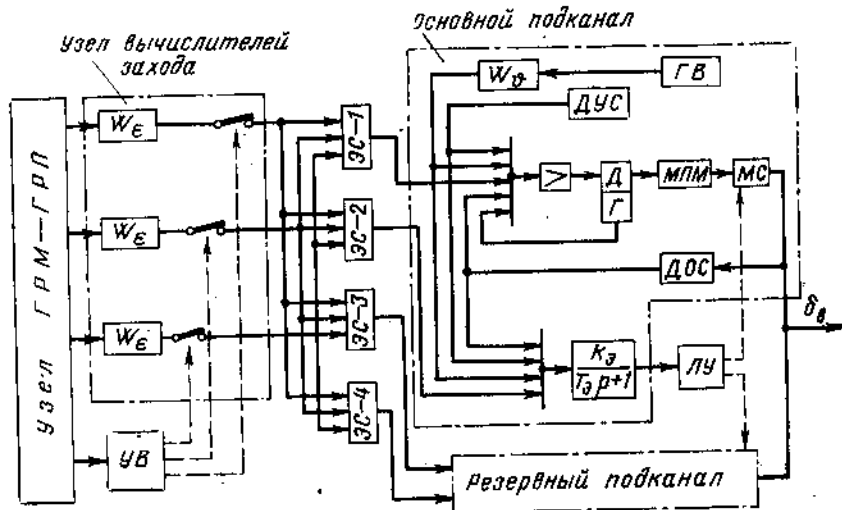


Рис. 3.29. Схема резервирования критической части САУ:  
ЛУ—логическое устройство; МС—муфта сцепления

Последнее допущение позволяет «распределить» максимально-допустимый уровень риска

$$Q_{\text{пр.отк}}^{\text{доп}} = 0,25 \cdot 10^{-7}$$

поровну между узлом ГРМ-ГРП, узлом вычислителей захода и узлом сервоприводов и на каждый из перечисленных узлов установить максимально-допустимую вероятность его отказа, равную  $8,3 \cdot 10^{-9}$ , т. е.

$$Q_{\text{у.ГРМ-ГРП}}^{\text{доп}} = Q_{\text{у.вз}}^{\text{доп}} = Q_{\text{у.сп}}^{\text{доп}} = 8,3 \cdot 10^{-9}$$

На основании (3.196) и (3.193) нетрудно получить

$$Q_{\text{у.вз}} = 3\lambda_{\text{вз}}^2 t_{\text{кр}}^2 \leq 8,3 \cdot 10^{-9}, \quad (3.247)$$

$$Q_{\text{у.сп}} = (\lambda_{\text{сп}} + \lambda_{\text{ГВ}} + \lambda_{\text{ДУС}} + \lambda_{\text{кII}})^2 t_{\text{кр}}^2 + \frac{1}{2} \lambda_{\text{кI}} (\lambda_{\text{сп}} + \lambda_{\text{ГВ}} + \lambda_{\text{ДУС}}) t_{\text{кр}}^2 \leq 8,3 \cdot 10^{-9}. \quad (3.248)$$

Интенсивность отказов полученных выражений соответствует интенсивностям отказов базовых элементов, индексы СП, ГВ, ДУС, к соответствуют сервоприводу, гировертикали, датчику угловой скорости, системе встроенного контроля сервопривода, а индексы I и II — отказам типа «несрабатывание», или обрыв и «ложное срабатывание».

Используя допущение о равнонадежности элементов одного узла, из полученных формул нетрудно получить минимально-допустимое среднее время безотказной работы базовых элементов рассматриваемых узлов САУ.

Для этого, например, последнее выражение удобно представить в виде

$$8,3 \cdot 10^{-9} \geq 17,5 \cdot \lambda_{\text{б.эсп}}^2 t_{\text{кр}}^2, \quad (3.249)$$

где  $\lambda_{\text{б.эсп}}$  — интенсивность отказа базового элемента сервопривода.

Для суждения о приемлемости уточненной структуры критической части САУ необходимо рассчитать фактическое среднее время безотказной работы базовых элементов. Этот расчет нетрудно провести по соотношениям:

$$T_{\text{ср СП}} = 1/(\lambda_{\text{с}} + \lambda_{\text{с}^*} + \lambda_{\text{с}} + \lambda_{\text{с}0}); \quad T_{\text{ср ГВ}} = 1/(\lambda_{\text{I}} + \lambda_{\text{I}^*} + \lambda_{\text{с}} + \lambda_{\text{с}^*});$$

$$T_{\text{ср ДУС}} = 1/(\lambda_{\text{с}^*} + \lambda_{\text{с.с}}); \quad T_{\text{ср кI}} = 1/(\lambda_{\text{м.с}} + \lambda_{\text{э.кI}} + \lambda_{\text{л.уI}} + \lambda_{\text{э.с}});$$

$$T_{\text{ср кII}} = 1/(\lambda_{\text{э.кII}} + \lambda_{\text{л.уII}}).$$

Здесь индексы «э.к; л.у; э.с» соответствуют элементу встроенного контроля сервопривода, логическому устройству, муфте сцепления и элементу связи. Если для каждого из базовых элементов фактическое среднее время безотказной работы будет не меньше минимально-допустимого, то уточненная структура критической части САУ приемлема. Противоположный результат может свидетельствовать не столько о неприемлемости уточненной структуры, сколько о целесообразности более точного распределения величины  $0,25 \cdot 10^{-7}$  по узлам САУ.

В самом деле, узел сервопривода схемно значительно сложнее, чем, например, узел вычислителей захода. Более того, элементы узла сервопривода работают в более тяжелых условиях. Поэтому для базовых элементов узла сервопривода величина минимально-допустимого среднего времени исправной работы окажется значительно меньше, чем для базовых элементов узла

вычислителей, т. е. требования на базовые элементы узла сервоприводов могут оказаться слишком «жесткими». Избежать такого ужесточения требований можно, если положить

$$Q_{y,вз}^{зоп} + Q_{y,сп}^{зоп} = 16,6 \cdot 10^{-9},$$

а базовые элементы узлов вычислителей захода и сервоприводов считать равнонадежными. При таком подходе будем иметь

$$16,6 \cdot 10^{-9} \geq [3\lambda_{вз}^2 + (\lambda_{сп} + \lambda_{гв} + \lambda_{двс} + \lambda_{кп})^2 + \frac{1}{2} \lambda_{кп} (\lambda_{сп} + \lambda_{гв} + \lambda_{двс})] t_{кр}^2 \quad (3.250)$$

или

$$16,6 \cdot 10^{-9} \leq 20,5 \lambda_{б.э}^2 t_{кр}^2 \quad (3.251)$$

где  $\lambda_{б.э}$  — интенсивность отказа базового элемента.

Аргументом выражений (3.247), (3.248) и (3.250) является критическое время  $t_{кр}$ , так как они получены в предположении проведения контроля готовности непосредственно перед выходом на критический участок. Если для самого ненадежного базового элемента среднее время безотказной работы будет существенно превышать минимально-допустимое, то контроль готовности критической части САУ может проводиться значительно раньше выхода на критический участок полета. Для ориентировочного определения момента контроля готовности в выражениях (3.247) ÷ (3.251) следует заменить величину  $t_{кр}$  на  $\tau_{к.г}$  — время с момента контроля готовности до окончания критического участка — и определить это время из условия получения для самого ненадежного элемента критической части САУ среднего времени безотказной работы, равного минимально-допустимому.

#### Определение параметров элементов ВСК критической части САУ

Уточненная структура критической части САУ будет приемлема и требования на характеристики надежности ее элементов будут удовлетворены лишь в случае, если элементы встроенного контроля обеспечивают требуемую отказность критической части САУ. Приемлемость элементов встроенного контроля достигается в первую очередь выбором соответствующих алгоритмов контроля на основе анализа основных отказов исходной САУ, подлежащих контролю.

В рассматриваемом примере двухотказность узла вычислителей захода достигается и без элементов встроенного контроля за счет использования соответствующих элементов связи (см. рис. 3.29).

Двухотказность же узла сервоприводов может быть обеспечена только с помощью элементов встроенного контроля. В каче-

стве такого элемента возьмем аналог сумматора сервопривода (см. рис. 3.29). Так как контрольный сигнал в этом случае при отсутствии отказов элементов сервоприводов и при нулевом разбросе параметров САУ и аналога сумматора сервопривода равен нулю, то в данном случае имеет место аналогово-пороговый способ формирования контрольного сигнала с аналогом, не замкнутым на руль самолета. В операторной форме выражение для контрольного сигнала будет иметь следующий вид (см. рис. 3.25):

$$u(p) = \frac{k_э}{T_э p + 1} [(i_{ок} - i_A) W_э(p) \vartheta + (\mu_{ок} - \mu_A) \omega_э + (v_{ок} - v_A) \vartheta_{зад}]. \quad (3.252)$$

Таким образом, порог срабатывания элемента контроля сервопривода определяется как параметрами движения самолета, так и параметрами элемента контроля, а также разбросом параметров объекта контроля и элемента контроля.

Величину порога срабатывания определим расчетом на наилучший случай. За порог срабатывания при этом примем максимальную величину контрольного сигнала, которая имеет место при предельно допустимом отклонении передаточных чисел  $i$ ,  $\mu$ ,  $v$  объекта контроля и элемента контроля от их нормальных значений при воздействии на замкнутую систему «самолет — САУ» внешних возмущений. Это означает, что порог срабатывания при моделировании следует выбирать при «наихудшем» разбросе передаточных чисел  $i_{ок}$ ,  $i_A$ ,  $\mu_{ок}$ ,  $\mu_A$ ,  $v_{ок}$ ,  $v_A$  относительно их номинальных значений, т. е. таком разбросе, при котором величина контрольного сигнала максимальна. Конкретные значения перечисленных передаточных чисел определяются на основании имеющегося опыта или экспериментально. Например, в рассматриваемом случае конкретные «наихудшие» значения передаточных чисел, полученные экспериментально, определяются следующими соотношениями:

$$\begin{aligned} i_{ок} &= i_{ок,ном} - \Delta i_{ок}; & i_A &= i_{A,ном} + \Delta i_A; \\ \mu_{ок} &= \mu_{ок,ном} - \Delta \mu_{ок}; & \mu_A &= \mu_{A,ном} + \Delta \mu_A; \\ v_{ок} &= v_{ок,ном} + \Delta v_{ок}; & v_A &= v_{A,ном} - \Delta v_A. \end{aligned}$$

Здесь  $i$  и  $\mu$  — передаточные числа контура управления угловым положением самолета;

$v$  — передаточное число контура управления траекторией;

«ном» — индекс, соответствует номинальному значению передаточного числа;

$\Delta$  — параметр, соответствует половине поля допуска на передаточное число.

Так как рассматриваемая система захода на посадку угломерная, она нестационарна. По мере движения самолета по гли-

саде планирования происходит увеличение передаточных чисел вычислителя захода, поэтому максимальную величину контрольного сигнала определим в двух характерных точках траектории:

- при захвате глиссады;
- в момент схода с глиссады планирования.

При этом за расчетное возмущение при захвате глиссады возьмем ветровой порыв амплитудой  $W = 3$  м/с и продолжительностью  $t_w = 2$  с, а в районе схода с глиссады планирования — случайный вертикальный порыв ветра интенсивностью  $\sigma_w = 2$  м/с. За порог срабатывания примем максимальную из полученных двух величин.

При захвате глиссады величина контрольного сигнала является следствием двух воздействий:

- детерминированного воздействия, обуславливающего искривление траектории при переходе из прямолинейного горизонтального полета в полет по наклонной прямолинейной траектории;
- детерминированного ветрового воздействия, т. е.

$$u = u_{\text{ар}} + u_w.$$

Последнее следует задавать в такой момент времени в процессе перехода на глиссаду планирования, чтобы получить максимальную величину  $u_w$ .

Принятие момента схода с глиссады планирования за характерный момент времени при выборе порога срабатывания объясняется тем, что в угломерных системах захода на посадку переходные процессы по параметрам движения самолета являются расходящимися с максимальными значениями параметров движения самолета в районе схода с глиссады, а значит, при прочих равных условиях — с максимальными значениями контрольного сигнала. При случайном ветровом воздействии максимальная величина контрольного сигнала в момент схода с глиссады может быть вычислена с помощью выражения, аналогичного (3.240):

$$u_{\text{max}} = m_u + 3 \cdot \sigma_u,$$

где  $m_u$  — величина, практически равная нулю, а среднее квадратичное отклонение контрольного сигнала  $\sigma_u$  целесообразно определить методом неслучайных воздействий или Монте-Карло.

При определении порога срабатывания элемента контроля сервопривода моделирование проводится при значениях  $k_c$  и  $T_c$  (см. рис. 3.29), выбираемых из удобства практической реализации элемента контроля. Приемлемость выбранного способа контроля сервопривода и значений  $k_c$  и  $T_c$ , обуславливающих порог срабатывания элемента контроля сервопривода, проверяется при имитации отказов сервопривода, являющихся опасными в исход-

ной САУ. Такими отказами являются: 1, 1\*, 5, 5\*, 8, 8\*, 10. Так как элемент контроля сервопривода является его аналогом, то целесообразно имитировать и отказы типа «пропадание сигнала только в сервопривод» (отказы 5а, 8а, 10а). Схему моделирования при имитации отказов целесообразно упростить за счет

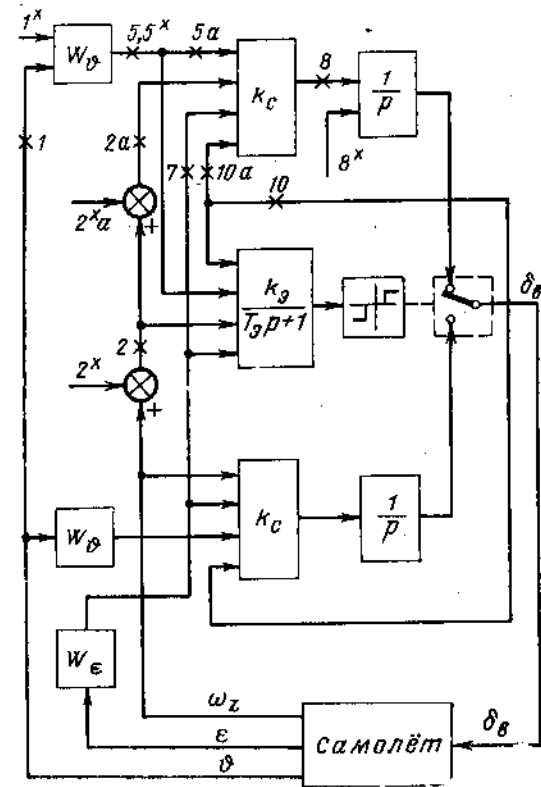


Рис. 3.30. Схема моделирования для имитации отказов сервопривода:

$k_c$  — коэффициент усиления сервопривода

исключения модели элемента контроля резервного подканала сервопривода (рис. 3.30), причем достаточно имитировать отказы только основного подканала сервопривода, так как в двухотказной САУ заданный уровень безопасности обеспечивается, если САУ продолжает функционировать только при одном отказе ее элемента.

Эту же схему моделирования целесообразно использовать и при выборе порога срабатывания элементов ВСК.

Таким образом, процесс моделирования при анализе приемлемости схемы резервирования и системы контроля критической части САУ будет состоять:

— в воспроизводстве нормальной работы замкнутой системы «самолет — САУ» при воздействии на нее внешних возмущений, «наихудшем разбросе» параметров САУ и элементов ВСК, при отсутствии отказов САУ и выборе порога срабатывания элементов ВСК;

— в имитации в оговоренные для исходной САУ моменты времени отказов основных подканалов, являющихся опасными в критической части САУ;

— в фиксации максимальной реакции самолета на отказ рассматриваемого основного подканала и сопоставлении величины этой реакции с предельно допустимым для нее значением.

При этом летчик полностью исключается из управления самолетом. Непревышение максимальной величиной реакции самолета на отказ предельно допустимой величины будет соответствовать правомерности проведенного ранее расчета уровня безопасности полета с помощью резервированной САУ, а значит, гарантировать обеспечение заданного уровня безопасности полета при исключении летчика из контура управления. Заданный уровень безопасности будет тем более обеспечен, если на практике летчик все же сумеет вмешаться в управление и избежать летного происшествия при отказе САУ на критическом участке полета.

В случае превышения максимальной величиной реакции на отказ своего предельно допустимого значения при каких-то отказах, т. е. при наличии опасных отказов резервированной САУ, обычно выбирают новые значения  $T_0$  или  $k_0$  или обоих этих параметров одновременно и повторяют выбор порога срабатывания элемента контроля узла критической части САУ, а затем — имитацию опасных отказов рассматриваемого узла. При неудовлетворительном результате моделирования переходят к уточненным методам выбора порога срабатывания элемента контроля — в этом случае его величина будет несколько меньше, и вновь повторяют имитацию опасных отказов рассматриваемого узла. Получение неудовлетворительных результатов моделирования при неоднократном уточнении методики моделирования и расчете порога срабатывания будет свидетельствовать о неприемлемости выбранного алгоритма контроля и необходимости либо его изменения, либо введения в критическую часть САУ еще одного дополнительного элемента контроля.

Положим, например, что при выбранном алгоритме контроля элементов сервопривода (З. 252) при имитации отказов 1, 10 получаются отрицательные результаты несмотря на неоднократные уточнения методики, т. е. указанные отказы остаются опасными

и в резервированной САУ. Тогда можно изменить алгоритм контроля следующим образом:

$$u(p) = k_0 \frac{T_0 p}{T_0 p + 1} [(i_{OK} - i_A) W_{\Phi}(p) \Phi + (\mu_{OK} - \mu_A) \omega_x + (v_{OK} - v_A) \Phi_{зап}].$$

Вновь выбрав порог срабатывания из расчета на наихудший случай, следует повторить имитацию отказов 1, 10.

Изложенный процесс последовательного многошагового приближения желаемых показателей САУ к действительным кажется довольно громоздким, однако на практике при правильном выборе алгоритмов контроля элементов ВСК он состоит лишь в выборе порогов срабатывания и проверке отсутствия опасных отказов резервированной САУ при выбранных порогах срабатывания.