ЛЕТЧИК как динамическая система



МОСКВА
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1992

УДК 629.735.3-057.2:533.65

Летчик как динамическая система / А.В.Ефремов, А.В.Оглоблин, А.Н.Предтеченский, В.В.Родченко. - М.: Машиностроение, 1992.- 336 с.
ISBN 5-217-01999-9

Изложены методы экспериментальных и теоретических исследований системы самолет - летчик. Рассмотрены характеристики действий летчика, закономерности его поведения при непрерывном пилотировании, методическое и техническое обеспечение экспериментальных исследований на пилотажных стендах. Приведены основные подходы к математическому моделированию действий летчика и получены модели их характеристик. Рассмотрены проблемы формирования требований к показателям управляемости самолета и параметрам его систем. Представлены результаты прикладных исследований.

Для научных работников. Будет полезна инженерам, проектирующим системы ручного управления.

Библиогр.: Ил. 140. Табл. 10.

Рецензент канд.техн.наук **В.В.Горин**

Е $\frac{2705140400 - 195}{038(01) - 92}$ 195 - 92

ISBN 5-217-01999-9

© А.В.Ефремов, А.В.Оглоблин, А.Н.Предтеченский, В.В.Родченко

ВВЕДЕНИЕ

Значительное расширение диапазона скоростей и высот, освоение околокритических режимов полета и усложнение задач пилотирования являются основными особенностями развития современной авиационной техники. Происходящие при этом значительные изменения характеристик управляемости летательных аппаратов (ЛА), вызывающие увеличение загруженности летчика (которая в некоторых случаях достигает предельного уровня), существенно снижают эффективность работы системы самолет - летчик. Один из путей решения проблемы сводится к передаче функций летчика интеллектуальным кибернетическим системам. Сложность таких устройств, высокая стоимость и низкая надежность их в отдельных критических ситуациях заставляют искать иные решения. Среди них активное развитие в настоящее время получают способы снижения загруженности летчика (как физической, так и психофизиологической), а также сведения до минимума ситуаций, в которых необходимо использовать предельные возможности человека.

С этой целью применяются такие эргономические средства, как рациональное расположение приборов и рычагов управления, удобная конструкция кресла, соответствующая цветовая окраска элементов кабины. Однако наиболее эффективный путь решения проблемы состоит в применении высокого уровня автоматизации управления с использованием электродистанционных систем управления, бортовых цифровых вычислительных машин и адаптивных алгоритмов управления. Прогресс в области разработок систем управления открывает широкие возможности оптимизации пилотажных характеристик высокоавтоматизированных ЛА. Одновременно с этим идет поиск и внедрение в контур ручного управления новых типов рычагов управления и средств отображения пилотажной информации.

В процессе развития авиации тип применяемых рычагов управления практически не менялся. Это был либо центральный рычаг управления, либо штурвал. Только переход к электродистанционным системам управления сделал возможным внедрение малоразмерных рычагов управления с боковым расположением. Дисплей, другой элемент системы самолет - летчик, также прошел долгий путь развития: от простейших приборов, конструкция, размещение и масштабы которых выбирались методом проб и ошибок, до директорных и интегральных приборов, позволяющих получать нужную для каждого этапа (или задачи) полета комплексную, включая и предсказывающую, информацию.

Очевидно, что для успешного решения возникающих при этом проблем, прежде всего необходимы знания основных закономерностей поведения летчика. Их получение осуществляется в экспериментальных исследованиях, в которых выявляются новые закономерности, используемые затем при математическом моделировании системы самолет - летчик и прогнозировании ее качества.

Общепринятым считается разделение режимов пилотирования на два вида, определяемых характером действий летчика. Это режимы энергичного маневрирования ЛА и точного управления. Для первого - отклонения рычага управления происходят в большом диапазоне и являются детерминированными (например, ступенчатые отклонения). Во втором случае летчик осуществляет точное управление, при котором закономерности его поведения имеют более сложный характер.

Класс задач точного пилотирования получается достаточно широким и включает задачи стабилизации координат ЛА (например, при полете в турбулентной атмосфере), отслеживания программных значений координат ЛА (например, при синхронном маневрировании, дозаправке, заходе на посадку). Эти задачи рассматриваются в качестве основных при формировании требований к пилотажным характеристикам ЛА. Поэтому именно им в книге уделено основное внимание.

Первые исследования, посвященные изучению поведения человека-оператора при выполнении точного управления, относятся к середине сороковых годов XX века. Они были вызваны появлением сложных человеко-машинных систем, и проведение их стало возможным благодаря разработке к этому времени математического аппарата исследований систем с обратной связью и созданию первых аналоговых вычислительных машин.

С тех пор характеристики действий летчика, выполняющего в системе самолет - летчик роль регулятора, а также методы учета выявленных закономерностей при проектировании ЛА изучались многими исследователями. Существует большое число работ в этой области, выполненных как у нас в стране (ЦАГИ, МАИ, ЛИИ и ряд других организаций), так и в зарубежных, главным образом американских научных центрах: Массачусетский технологический институт (МТИ), Компания системотехники (System technology inc), Компания Болт Беранек и Ньюмен (Bolt Beranek and Newman Co), Принстонский университет и ряд исследовательских центров НАСА.

Проведенные исследования выявили ряд основных закономерностей поведения летчика, позволили разработать подходы к моделированию характеристик его действий, уточнить методы экспериментальных исследований, разработать методы анализа и синтеза системы самолет - летчик и решить ряд практических задач при создании систем ручного управления нового поколения ЛА.

Следует отметить, что в ряде случаев модели характеристик действий летчика, полученные для задач точного пилотирования, нашли свое развитие и оказались пригодными для описания процессов переработки летчиком информации, принятия решений и др. Сведения о моделях, отражающих эти процессы, выходят за рамки настоящей книги и могут быть найдены в [33,37,42].

В предлагаемой читателю книге систематизированы результаты исследований системы самолет - летчик, полученные в разных работах, в том числе и выполненных авторами. В ней изложены методы экспериментальных исследований и математического моделирования системы,выявленные закономерности поведения летчика, особенности процессов восприятия, формирования стратегии его поведения и отработки управляющих действий. В книге дано обобщение и показано развитие моделей характеристик действий летчика, показана эффективность использования приведенных методов исследований системы самолет - летчик для решения ряда прикладных задач на основе знания принципов восприятия и поведения летчика.

В заключительной главе книги изложены вопросы создания систем имитации ощущений на пилотажных стендах - основной базы экспериментальных исследований системы самолет - летчик.

Гл.1, разд.2.1, 3.1, 4.2, 4.3, 5.2, 6.2, 7.3, подразд. 5.1.4, а также приложение написаны А.В.Ефремовым; разд.2.3, 7.1,

7.2 - А.В.Оглоблиным; введение, разд. 2.2, 4.1, 6.1, 7.4 - А.В.Ефремовым при участии А.В.Оглоблина; гл.8, разд. 9.4, подразд. 3.2.2, 3.2.3, 5.1.1, 5.1.2 - В.В.Родченко; подразд. 3.2.1, 5.1.3 - В.В.Родченко при участии А.В.Ефремова; разд.9.1, 9.2, 9.3 - А.Н.Предтеченским.

В работе использованы результаты экспериментальных исследований, полученные авторами совместно с В.В.Александровым, Л.М.Аносовой, А.В.Кошеленко, Л.Е.Зайчик, В.В.Лясниковым, В.С.Перебатовым.

Авторы выражают признательность В.И.Лисковой, С.Ю.Мажорину, И.А.Матвеевой, В.В.Александрову, А.В.Кошеленко за помощь в подготовке материалов монографии.

Авторы благодарны канд.техн.наук В.В.Горину за ряд высказанных им замечаний, позволивших улучшить содержание книги.

Глава 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СИСТЕМЕ САМОЛЕТ - ЛЕТЧИК

1.1. Основные элементы системы

В процессе решения целого ряда задач пилотирования летчик входит в замкнутую систему самолет - летчик и выполняет в ней роль регулятора. Инженерам и научным работникам, осуществляющим теоретические и экспериментальные исследования такой системы, необходимо располагать эффективными методами для наиболее полного и корректного учета различных факторов, влияющих на характеристики осуществляемого летчиком управления.

Изучением поведения человека начали заниматься психологи. Традиционный подход, используемый в экспериментальной психологии, заключается в описании поведения человека в терминах дискретных событий. Значительная часть исследований сенсомоторных реакций человека направлена на установление соотношения между стимулами, т.е. сигналами, воздействующими на те или иные органы чувств, и моторными реакциями (такими, например, как время реакции, пороги чувствительности и т.д.) при определенном сочетании различных факторов. Результаты этих работ для исследования задач пилотирования, представляющих собой непрерывный процесс, имеют пока ограниченное приложение. Условия таких задач требуют рассматривать летчика, действующего в составе замкнутой системы, применяя и развивая при этом соответствующие теоретические методы исследования его поведения. Поэтому значительный вклад в изучение характеристик действий летчика, его свойств как управляющей системы внесли инженеры, применив методы теории управления.

На рис.1.1 представлена структурная схема системы самолет - летчик. В процессе непрерывного пилотирования летчик в соответствии с требованиями задачи и воспринимаемыми сигналами $e(t)$ вырабатывает управляющие воздействия $c(t)$, которые носят, как

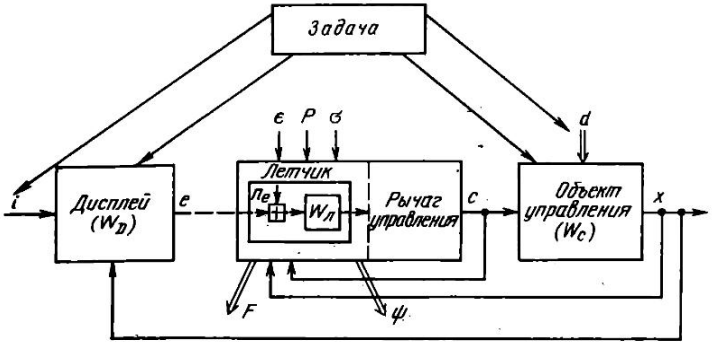


Рис.1.1. Система самолет - летчик

правило, непрерывный характер. Действия летчика в таких условиях могут быть представлены динамической системой, описывающей последовательность трех взаимосвязанных процессов: восприятие информации, ее переработку и выработку стратегий действий, отработку управляющих действий (рис.1.2).

Восприятие информации осуществляется сенсорной системой человека, состоящей из совокупности анализаторов, каждый из которых

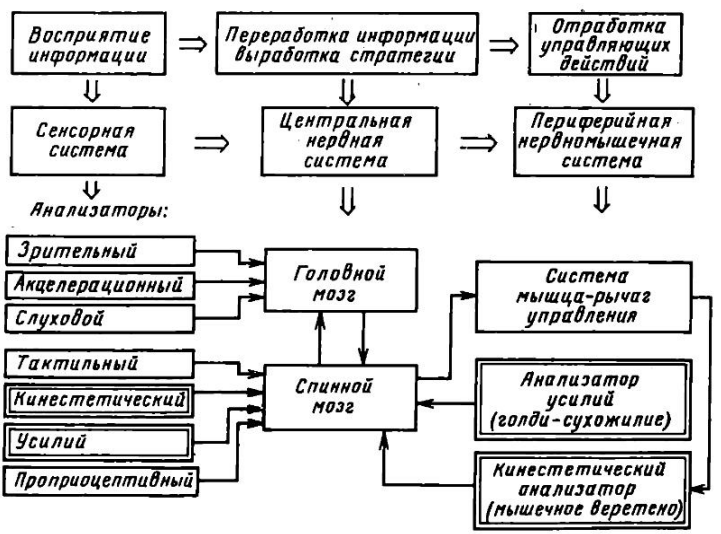


Рис.1.2. Основные системы и процессы, определяющие действия летчика

приспособлен к определенному виду информации (зрительной, акцелерационной, кинестетической и др.). Между ними, как,например, между зрительным и акцелерационным анализаторами, существуют перекрестные связи. Здесь и в дальнейшем под восприятием понимаются процессы, возникающие в анализаторе от момента воздействия на него того или иного стимула до поступления импульсов в сенсорные отделы головного мозга.

Отработка управляющих команд осуществляется моторной (периферийной нервномышечной системой). Здесь же находится ряд сенсорных датчиков, передающих информацию через спинной мозг в центральную нервную систему о положении сустава (проприоцептивный анализатор), о скорости перемещения и положении мышцы руки (кинестетический анализатор) и о прикладываемых усилиях. Последние два из них одновременно являются датчиками обратной связи в моторной системе. Процесс отработки управляющих команд начинается с момента поступления импульсов из моторных отделов головного мозга и заканчивается перемещением конечности вместе с рычагом.

Центральная нервная система осуществляет связь сенсорных отделов с моторными. При передаче сигналов от одного отдела к другому принятая информация корректируется и вырабатывается стратегия управления.

Помимо пилотирования летчик выполняет дополнительные задачи: настройку на радиоволну и переговоры по радио, наблюдение за внешней обстановкой, включение систем и другие. Все они являются факторами загрузки внимания летчика, учет влияния которых на характеристики действий летчика приведен в гл.6. Передача управляющих команд осуществляется летчиком через рычаг, отклонение которого вызывает реакцию объекта управления.

В дальнейшем будем считать, что объект управления описывается некоторой математической моделью, определяющей реакцию на отклонение рычага системы "самолет - система улучшения или обеспечения управляемости" (соответственно СУУ или СОУ). Восприятие летчиком командной информации (стимула) происходит непосредственно (через восприятие внешней визуальной обстановки, перегрузок и т.п.), а также с помощью специальных технических устройств. В любом случае восприятие информации осуществляется через естественный или специально созданный интерфейс - дисплей. Его можно определить как совокупность средств, формирующих и передающих на вход того или иного канала восприятия летчика командный сигнал $e = f(i,x,t,\Delta t)$, часто называемый командным стиму-

лом. Здесь i и x - входной и выходной сигналы замкнутой системы самолет - летчик; t - текущий момент времени; Δt - временной интервал, определяющий либо прогнозируемую ($\Delta t>0$), либо уже переданную ($\Delta t<0$) информацию.

1.2. Переменные системы

Свойства системы самолет - летчик зависят от ее переменных, которые можно разбить на следующие группы: переменные задачи; переменные окружающих условий; процедурные переменные; внутренние переменные летчика.

Переменные задачи. К ним относятся прежде всего все внешние по отношению к летчику элементы, влияющие на характеристики его действий: объект и рычаг управления; дисплей; сигналы, действующие на систему, - командный сигнал i(t) и возмущение d(t).Все задачи пилотирования могут быть подразделены на подзадачи ограниченной продолжительности. В случае, если динамические характеристики объекта управления в процессе их выполнения не меняются, либо меняются незначительно, что имеет место для большинства задач точного пилотирования, то математическая модель объекта управления представляется системой линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами или передаточными функциями. В табл. 1.1 приведен ряд передаточных функций объекта управления в различных целевых задачах пилотирования.

Разные объекты управления, как будет показано в дальнейшем, предъявляют различные требования к характеру действий летчика. В случае резкого изменения характеристик объекта управления, которое может произойти при отказе одной из подсистем улучшения управляемости, происходит перестройка действий летчика. При этом вся система самолет - летчик становится существенно нестационарной. В дальнейшем, при математическом описании объекта управления этот частный случай не рассматривается, а предполагается, что его характеристики постоянны.

Рычаги, предназначенные для передачи управляющих сигналов летчика, разделяются на:

подвижные, выходные сигналы которых пропорциональны линейному или угловому перемещению (при управлении в вертикальной плоскости $c = X_в$ или при управлении по крену $c = X_э$), а также в некоторых случаях усилию, прикладываемому при перемещении рычага;

Таблица 1.1

Передаточная функция объекта управления $W_c(p)=\left\{\frac{X}{C}\right\}$	Координата X, по которой осуществляется управление	Примечание
$\frac{k^*}{p(p+a)}$	Угол крена, γ	$a = -\bar{M}_x^{\omega_x^{**}}$;
	Угол тангажа, ϑ	$a = -\bar{M}_z^{\omega_z}$ – самолет с органом непосредственного управления подъемной силой (ОНУПС), движение с постоянным углом атаки α[9];
	Высота полета, H	$a = \bar{Y}^{\alpha} = gn_y^{\alpha}/V$ – самолет с ОНУПС, движение с постоянным углом ϑ [9]
$\frac{k\,(p+\bar{Y}^{\alpha})e^{-p\tau}}{p(p^2+2\xi_k\omega_k p+\omega_k^2)}$	Угол тангажа, ϑ	Звено $e^{-p\tau}$ учитывает запаздывание, вносимое СУУ или СОУ $2\xi_k\omega_k = -\bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\alpha} + \bar{Y}^{\alpha}$ $\omega_k^2 = -\bar{M}_z^{\alpha} - \bar{M}_z^{\omega_z}\bar{Y}^{\alpha}$
$\frac{k\,(p^2+p\bar{Y}^{\alpha}+\bar{Y}^{\alpha}V/L)}{p^2(p^2+2\xi_k\omega_k p+\omega_k^2)}$	Угол визирования, $\epsilon = \vartheta + H/L$	L – дальность до точки визирования; V – скорость полета

Передаточная функция объекта управления $W_c(p)=\left\{\frac{X}{C}\right\}$	Координата X, по которой осуществляется управление	Примечание
$\frac{k}{p^2(p^2+2\xi_k\omega_k p+\omega_k^2)}$	Высота полета, H	Управление самолетом нормальной схемы
$\frac{k(p-\bar{X}^V)}{p^3+a_1p^2+a_2p+a_3}$	Угол тангажа, ϑ	Самолет вертикального взлета и посадки (СВВП) или вертолет на режиме висения $a_1=-(\bar{X}^V+\bar{M}_z^{\omega_z})$; $a_2=\bar{X}^V\bar{M}_z^{\omega_z}-\bar{M}_z^{\vartheta}$; $a_3=\bar{M}_z^{\vartheta}\bar{X}^V-\bar{M}_z^V\bar{X}^{\vartheta}$
$\frac{k}{p(p^3+a_1p^2+a_2p+a_3)}$	Продольное перемещение, X	

* k – коэффициент усиления объекта управления.

** Все приведенные в примечании производные моментов отнесены к соответствующим моментам инерции, а производные сил либо к произведению mV ($\bar{Y}^a=Y^a/mV$), либо к массе m ($\bar{X}^V=X^V/m$).

неподвижный, выходной сигнал которого пропорционален прикладываемому летчиком усилию $c = P$.

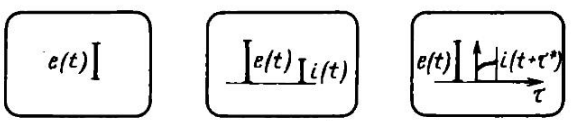
В качестве рычагов управления обычно используются штурвалы, устанавливаемые на неманевренных самолетах, а также центральные ручки, устанавливаемые на маневренных самолетах. В последние годы находят применение малоразмерные, как правило,боковые ручки управления.

Все перечисленные рычаги отличаются размерами и характеристиками (градиентами усилий и перемещения, величиной предварительного затяга и т.д.).

Обычно дисплеи представляют собой специально созданные технические устройства. Наибольшее распространение среди них получили зрительные дисплеи: пилотажно-навигационные, пилотажные и директорные приборы, а также другие возможные варианты системы отображения информации. В последние годы значительное внимание уделяется разработке так называемых тактильных и слуховых дисплеев, передающих закодированную информацию через тактильный и слуховой анализаторы человека. Систему подвижности современных пилотажных стендов также можно рассматривать как дисплей, воздействующий на вестибулярный анализатор человека и передающий фильтруемую информацию о линейных и угловых ускорениях. Необходимая для выполнения задачи командная информация может быть получена летчиком не только через специально созданные технические устройства, но и естественным образом. Так, например, при визуальном пилотировании стимул $e(t)$ образуется летчиком путем сопоставления меток на лобовом стекле или фюзеляже самолета с внешними ориентирами (элементами земной поверхности, очертаниями облаков, контурами другого самолета). Выбираемую таким образом систему меток и ориентиров можно рассматривать как дисплей визуального пилотирования.

В зависимости от состава командных стимулов все дисплеи подразделяют на:

компенсаторные (рис.1.3, а);



а *б* *в*

Рис.1.3. Типы дисплея

сопровождающие, или дисплеи преследования (рис.1.3, б);
предсказывающие, или дисплеи предвидения (рис.1.3, в).

Если в частотном диапазоне восприятия анализатора не проявляются нелинейные свойства компенсаторного дисплея, то его математической моделью в простейшем случае является коэффициент усиления $W_d = K_d$. Этот коэффициент соотносит фазовую координату с масштабом прибора (при пилотировании по приборам) или с ее проекцией на лобовое стекло (при визуальном пилотировании). В более общем виде W_d - передаточная функция. При рассмотрении задачи стабилизации при полете в атмосферной турбулентности, когда входом в систему является сигнал $d(t)$, эта передаточная функция определяет закон директорного прибора. Формируемый им сигнал, как правило, является суммой пропущенных через соответствующие фильтры фазовых координат самолета. В этом случае W_d может быть отнесена к объекту управления. Тогда эффективная динамика объекта управления, которой управляет летчик, определяется произведением передаточных функций $W_d W_c$. При $W_d = 1$ компенсаторный дисплей передает сигнал ошибки $e(t) = i(t) - x(t)$. На сопровождающем дисплее помимо сигнала ошибпредставлен сигнал $i(t)$ и/или реакция объекта управления $x(t)$. Дисплей с предвидением отличается от предыдущего тем, что он дополнительно дает прогноз сигналов $i(t)$, $x(t)$ на момент времени $t = t+\tau_0$, где τ_0 - время прогноза, t - текущий момент времени.

При использовании цифровой вычислительной техники ограниченной производительности генерируемые на экране дисплея сигналы дискретны, что при значительном времени дискретизации (τ_g) ухудшает условия восприятия. Помимо временной возможна и амплитудная дискретизация передаваемого сигнала, которая имеет место при цифровом способе его представления или передаче сигнала телевизионным дисплеем с малым числом строк на единицу линейного размера. Отсутствие жесткой связи между передаваемыми на экран сигналами и зрительным анализатором приводит к тому, что дисплей характеризуется дополнительными переменными. К ним относится способ передачи изображения. В частности, на рис.1.4 показаны векторный и два варианта координатного способа представления двух сигналов ошибки $e_1(t)$ и $e_2(t)$.

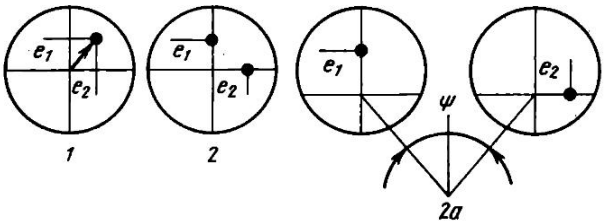


Рис.1.4. Способы представления визуальной информации

Каждый из рассмотренных дисплеев определяет соответствующий тип системы самолет - летчик. Так, например, первому из приведенных выше дисплеев соответствует компенсаторная система, а второму - система сопровождения (или система с преследованием). В рамках компенсаторной системы возможны различные варианты. Простейшим из них является одноконтурная компенсаторная система, когда летчик воспринимает лишь один стимул $e(t)$. К такому случаю сводится задача стабилизации углового положения самолета, отслеживание планок директорного прибора или положения маневрирующей цепи. Если помимо стимула $e(t)$ летчик использует информацию о дополнительных фазовых координатах $x(t)$, то говорят о многоконтурной системе. Образование ее летчиком происходит при стабилизации линейной координаты, например высоты, когда помимо нее он воспринимает еще производные координат и/или углы.

Задача, в которой летчик использует одновременно несколько рычагов управления (или один, перемещающийся в разных плоскостях, как, например, в пространственной задаче отслеживания движения конуса при дозаправке самолета), может быть формализована с помощью многоканальной компенсаторной системы. В процессе пилотирования на летчика может одновременно воздействовать несколько видов модальностей или стимулов, каждый из которых воспринимается различными сенсорными системами. Так, например, при визуальном пилотировании характерным является воздействие на летчика угловых и линейных ускорений. Кроме того, он воспринимает тактильную и слуховую информацию, которая, в частности, может быть подана с помощью специальных устройств. Реакция летчика на эти дополнительные источники приводит к образованию, так называемой ***многомодальной системы*** самолет - летчик.

Большинство задач точного пилотирования являются компенсаторными. Их рассмотрению и будет уделено основное внимание.

В случае визуального наведения самолета на ориентир, движущийся на фоне земли или облаков, система самолет - летчик представляет собой систему сопровождения, и командными стимулами являются сигналы $i(t)$ и $e(t)$. Система с предвидением имеет место при визуальном пилотировании самолета на малых высотах или при полете вертолета в извилистых ущельях. Кроме того, такой тип системы может быть создан с помощью специального пилотажного дисплея, где наряду с текущей информацией дополнительно высвечивается прогноз координат самолета.

Свойства входного воздействия на систему самолет - летчик или возмущения также в значительной степени влияют на характеристики управляющих действий летчика. Этот вопрос подробно излагается в последующих главах. Здесь же необходимо отметить, что тип входного воздействия определяет и тип рассматриваемой системы самолет - летчик. Во многих задачах пилотирования входной сигнал $i(t)$ (или $d(t)$) близок по своим свойствам к случайному стационарному процессу, являющемуся реакцией линейного фильтра на стационарный "белый" шум. Характеристики такого фильтра или спектральная плотность его реакции S_{ii} или S_{dd} определяются исследуемой задачей пилотирования. Так, в задаче управления углом визирования $\epsilon(t)$ командный сигнал $i(t)$ равен $H_ц(t)/L(t)$, где $H_ц(t)$ определяет положение предмета визирования по высоте, а $L(t)$ - расстояние до него.

Спектр этого сигнала $S_{ii}(\omega)$, например, может быть получен, если воспользоваться выражением для фильтра нормальной перегрузки цели $n_y^ц$, полученного в результате обработки данных летных экспериментов [79],

$$W_ц(p) = \left\{\frac{n_y^ц}{\xi}\right\} = \frac{K}{(p+0.33)^2},$$

где ξ - "белый" шум.

Тогда

$$S_{ii}(\omega) = \left|\left\{\frac{H}{n_y}\right\}_ц (j\omega) W_ц(j\omega)\right|^2.$$

При полете самолета в турбулентной атмосфере возмущением $d(t)$ являются скорости порывов ветра, спектральные плотности которых

(в зависимости от направления действия порыва) соответствуют той или иной модели турбулентности. Для модели "Драйдена" они имеют вид [67]

$$S_w(\omega) = \sigma_w^2 \frac{L_w}{\pi V_0} \frac{1 + 3\left(\frac{L_w}{V_0}\omega\right)^2}{\left[1 + \left(\frac{L_w}{V_0}\omega\right)^2\right]^2}$$ -для вертикального порыва ветра;

$$S_u(\omega) = \sigma_u^2 \frac{L_u}{\pi V_0} \frac{1}{1 + \left(\frac{L_u}{V_0}\omega\right)^2}$$ -для продольного порыва ветра;

$$S_v(\omega) = \sigma_v^2 \frac{L_v}{\pi V_0} \frac{1 + 3\left(\frac{L_v}{V_0}\omega\right)}{\left[1 + \left(\frac{L_v}{V_0}\omega\right)^2\right]^2}$$ -для бокового порыва ветра.

Здесь L_w, L_u, L_v - масштабы турбулентности (м); V_0 - скорость полета (м/с); ω - частота (1/с); σ_w, σ_u, σ_v - среднеквадратические отклонения скоростей порыва ветра (м/с).

Величина масштаба турбулентности зависит от высоты полета: $L_w = L_u = L_v = 525$ м при $H > 525$ м.

$$\left.\begin{aligned} L_w &= H \\ L_u &= L_v = 43{,}5\, H^{1/3} \end{aligned}\right\} \text{ при } H < 525 \text{ м.}$$

Величины дисперсий порывов ветра по каждой из осей соотносятся друг с другом следующим образом:

$$\frac{\sigma_w^2}{L_w} = \frac{\sigma_u^2}{L_u} = \frac{\sigma_v^2}{L_v}$$

и могут быть найдены, если известна одна из величин дисперсии скорости порыва. Обычно задается скорость вертикального порыва ветра.

Считается, что величина σ_w является случайной и вероятность ее появления определяется соотношением

$$P(\sigma_w, H) = P_1(H)\, P(\sigma_w),$$

где $P_1(H)$ – вероятность попадания в атмосферную турбулентность. Эта зависимость, полученная по результатам многих экспериментов [67], приведена на рис.1.5; $P(\sigma_w)$ – вероятность превышения порыва определенного уровня при попадании в атмосферную турбулентность. Согласно [67] зависимость $P(\sigma_w)$ имеет вид

$$P(\sigma_w) = \exp[-\frac{1}{2}(\sigma_w/c)^2], \quad \text{где } c = 0{,}7 \text{ м/с}.$$

При случайном входном воздействии летчик, как правило, не может прогнозировать его величину и, если оно отдельно не выводится на экран компенсаторного дисплея, то система самолет - летчик также является компенсаторной. При детерминированном входном воздействии, близком по своим свойствам к гармоническому, летчик первоначально реагируя лишь на ошибку, довольно быстро распознает и выделяет его из сигнала e(t). В течение коротких отрезков времени он может четко действовать по программе, определяемой соотношением $C(j\omega) = \dfrac{1}{W_c(j\omega)}\, I(j\omega)$, размыкая при этом контур системы самолет - летчик. Таким образом, в процессе выполнения задачи система самолет - летчик последовательно претерпевает изменения от компенсаторной через сопровождающую к системе с полным предвидением. Этим примером демонстрируется способность летчика к высокой степени организации своего поведения.

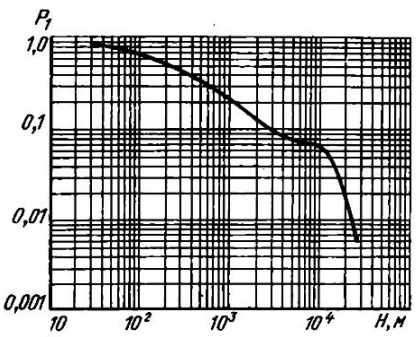


Рис.1.5. Вероятность попадания в атмосферную турбулентность

Корректное задание всех переменных в рассматриваемой задаче пилотирования позволяет на основе исследований предсказать характеристики поведения летчика и системы само-

лет - летчик, адекватные тем, которые имеют место в полете. В экспериментальных и теоретических исследованиях параметры переменных задачи могут варьироваться с целью определения оптимального их сочетания, а также для выявления их влияния на поведение летчика.

Переменные окружающих условий. Вектор переменных окружающих условий ϵ (см.рис.1.1) включает в себя такие факторы, как вибрация, температура, шум, внешняя освещенность и т.д.

Процедурные переменные. Эти переменные, обозначенные на рис.1.1 вектором P, включают такие аспекты процедуры экспериментальных исследований, как программа обучения летчика, порядок представления исследуемых вариантов, инструкции, даваемые летчику.

Внутренние переменные задачи σ. К ним относятся такие переменные, как усталость, уровень тренированности, мотивация. Детальный анализ последних трех групп переменных выходит за рамки настоящей книги.

При выполнении задач непрерывного управления наиболее очевидным аспектом поведения человека являются формирование и отработка им ***управляющих действий*** (***или реакции*** c(t)). Также как у автоматических регуляторов они характеризуют процесс трансформации входных сигналов в выходные и определяются описывающей функцией $W_{л}(j\omega)$ и ремнантой $n_{e}(t)$, учитывающей все нелинейные и нестационарные эффекты. В отличии от неодушевленных элементов такой процесс сопровождается определенной ***физиологической и психофизиологической реакциями*** человека.

Показатели физиологической реакции F, как правило, характеризуют деятельность сердечно-сосудистой и других систем человека. К ним относятся, например, частота дыхания и пульса, кровяное давление, температура тела, кожно-гальваническая реакция.

Выполнение каждой задачи исследования характеризуется определенной загрузкой летчика и вызывает у него определенное суждение о процессе выполнения задачи и уровне ее сложности. Такое суждение, как правило, выражается в виде субъективной оценки, выставляемой им на основе сопоставления результатов исследования с определенными представлениями об эталонных результатах. Как субъективную оценку летчика, так и его загрузку относят к показателям ***психофизиологической реакции*** Ψ. Также как и показатели управляющих действий летчика, они получили широкое распространение в прикладных инженерных исследованиях системы самолет - летчик.

Глава 2

ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЮЩИХ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА

2.1. Математическое представление характеристик в системе самолет - летчик

2.1.1. Процедура линеаризации системы

В настоящее время достаточно хорошо разработаны методы теоретических и экспериментальных исследований линейных стационарных систем, позволяющие с высокой степенью достоверности устанавливать свойства и закономерности работы отдельных их элементов. Получаемые в этом случае математические модели элементов и представляемые в виде дифференциальных уравнений или передаточных функций, однозначно устанавливают связь между входом и выходом элементов, причем параметры моделей не зависят от времени и входных воздействий.

Для реальных систем, в общем случае, отличных от линейных, такая связь значительно сложнее. В частности, для нелинейных систем она определяется типом и характером входного воздействия, что чрезвычайно затрудняет анализ. На помощь исследователю приходит концепция линеаризации - замены реального элемента (или системы) линейным (рис.2.1), включающим:

линейный эквивалент, свойства которого представляются так называемой описывающей функцией реального элемента $W(j\omega)$;

аддитивный шум $n_c(t)$, свойства которого представляются преобразованием Фурье $N_c(j\omega)$. Этот шум определяет разность между реакцией реального элемента и его линейного эквивалента, в связи с чем он и получил название ремнанты (от английского слова remnant-

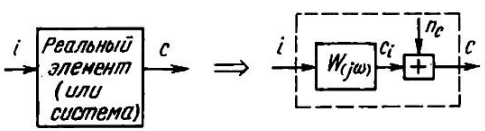


Рис.2.1. Замена реального элемента (или системы) линейным

остаток). Ремнанта учитывает эффекты, связанные с нелинейными нестационарными и дискретными свойствами системы. Кроме того, она может определяться и внутренним шумом элемента системы, не связанным с отработкой входного сигнала. Такой шум характерен, например, для системы самолет - летчик, где летчик периодически вводит тестовые сигналы, чтобы лучше контролировать движение самолета, или им непроизвольно вносится шум в один из каналов управления при стабилизации параметров движения в другом канале.

Реакция линеаризованной системы, в том числе замкнутой, или изолированного элемента может быть представлена в виде суммы, которая (для элемента) имеет вид

$$c(t) = c_i(t) + n_c(t),$$

где $c_i(t)$ - реакция линейного эквивалента на входной сигнал $i(t)$.

В частотной области этому уравнению соответствует следующее соотношение:

$$C(j\omega) = C_i(j\omega) + N_c(j\omega), \qquad (2.1)$$

где $C_i(j\omega) = W(j\omega)\, I(j\omega)$.

Здесь $C_i(j\omega)$, $N_c(j\omega)$, $C(j\omega)$, $I(j\omega)$ являются преобразованиями Фурье соответствующих процессов. Так, например,

$$C(j\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} c(t)\, e^{-j\omega t} dt.$$

Получим выражения спектральных плотностей $S_{ci}(j\omega)$ и $S_{cc}(j\omega)$, умножив левую и правую части (2.1) на $I(-j\omega)$, а в другом случае - на $C(-j\omega)$. Тогда, определяя спектральную плотность через преобразования Фурье, получим

$$S_{ci}(j\omega) = W(j\omega)\, S_{ii}(\omega) + S_{n_c i}(j\omega);$$

$$S_{cc}(\omega) = |W(j\omega)|^2 S_{ii}(\omega) + S_{in_c}(j\omega) W(j\omega) + \qquad (2.2)$$

$$+ S_{n_c c}(j\omega) W(-j\omega) + S_{n_c n_c}(\omega).$$

Любая из спектральных плотностей в этих выражениях, определенная в области положительных и отрицательных частот, вычисляется следующим образом:

$$S_{xy}(j\omega) = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{2T} M[X(j\omega)\ Y(-j\omega)],$$

где M - знак операции математического ожидания.

Система из двух уравнений (2.2) содержит три неизвестных $S_{n_c n_c}$, W, S_{in_c} и для их определения необходимо введение дополнительного условия. Общепринято им считать условие некоррелированности входного сигнала и ремнанты, т.е.

$$S_{in_c}(j\omega) = 0.$$

С учетом этого получим

$$W(j\omega) = \frac{S_{ci}(j\omega)}{S_{ii}(\omega)}; \qquad (2.3)$$

$$S_{n_c n_c}(\omega) = S_{cc}(\omega) - S_{ii}(\omega)\left|W(j\omega)\right|^2. \qquad (2.4)$$

Входящие в (2.3) и (2.4) спектральные плотности могут быть определены не только с помощью преобразований Фурье, но и через соответствующие корреляционные функции, а именно

$$S_{ci}(j\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} R_{ci}(t)\ e^{-j\omega t} dt;$$

$$S_{ii}(\omega) = 2\int_{0}^{\infty} R_{ii}(t)\cos\omega t\ dt,$$

где $R_{ci}(t)$ - взаимная корреляционная, а $R_{ii}(t)$ - автокорреляционная функции, определенные следующим образом:

$$R_{ci}(\tau) = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{2T} \int_{-T}^{T} c(t)i(t+\tau)dt;$$

$$R_{ii}(\tau) = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{2T} \int_{-T}^{T} i(t)i(t+\tau)dt.$$

Соотношения (2.3) и (2.4) составляют основу методов идентификации характеристик исследуемых элементов в частотной области. Можно показать, что выражение (2.3) для описывающей функции $W(j\omega)$ линейного эквивалента исходной системы является частотным аналогом оптимальной весовой функции $h(t)$, определяемым уравнением Винера-Хопфа [30]

$$R_{di}(\tau) = \int_{0}^{\infty} h(t)\, R_{ii}(\tau - t)\, dt, \quad (t>0) \qquad (2.5)$$

и составляющим основу методов идентификации во временной области.

Оптимальная импульсная переходная (или весовая) функция $h(t)$ связана с ее частотным аналогом $W(j\omega)$ преобразованием Фурье

$$W(j\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} h(t)e^{-j\omega t}\, dt.$$

В случае, если исследуемый элемент входит в состав замкнутой системы, то его характеристики могут быть определены путем извлечения элемента из системы, подачи на его вход соответствующего входного и измерения выходного сигналов. Однако такой способ не всегда реализуем, а в отдельных случаях просто недопустим. Последнее относится к определению характеристик управляющих действий летчика в задачах точного пилотирования, например, компенсаторного слежения. Для таких задач на рис.2.2 приведена структурная схема линеаризованной системы самолет - летчик. В ней характеристики управляющих действий летчика представляются описывающей функцией $W_л(j\omega)$ и ремнантой $n_e(t)$, преобразование Фурье которой обозначают

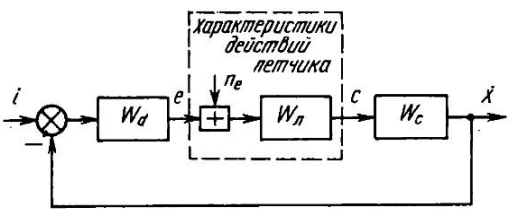


Рис.2.2. Линеаризованная система самолет - летчик (компенсаторное слежение)

$N_e(j\omega)$. Этот сигнал присоединен к входу линейного эквивалента $W_л(j\omega)$ и рассматривается как шум наблюдения. В ряде работ ремнанту относят к выходу линейного эквивалента, обозначая ее через $n_c(t)$, а соответствующее преобразование Фурье через $N_c(j\omega)$. Так как $N_c = N_e W_л$, то эти два способа присоединения ремнанты являются эквивалентными. На рис.2.2 описывающие функции дисплея и объекта управления соответственно обозначены как $W_d(j\omega)$ и $W_c(j\omega)$. Искомые характеристики $W_л(j\omega)$ и $S_{n_e n_e}(\omega)$ здесь определяются путем обработки измерений процессов e(t) и c(t) в замкнутой системе самолет - летчик. Ниже приводятся математические выражения характеристик управляющих действий летчика, а также некоторых других показателей системы самолет - летчик, в задаче компенсаторного слежения - одного из основных режимов большинства задач точного пилотирования.

2.1.2. Одноконтурная компенсаторная система

В этом случае выражения преобразований Фурье сигналов реакции летчика c(t) и воспринимаемого им сигнала ошибки e(t) имеют вид

$$C(j\omega) = C_i(j\omega) + C_n(j\omega) = \frac{W_d(j\omega)W_л(j\omega)}{\Delta(j\omega)} I(j\omega) + \frac{W_d(j\omega)W_л(j\omega)}{\Delta(j\omega)} N_e(j\omega); \qquad (2.6)$$

$$E(j\omega) = E_i(j\omega) + E_n(j\omega) = \frac{W_d}{\Delta(j\omega)} I(j\omega) + \left(-N_e(j\omega)\frac{W_л(j\omega)\, W_d(j\omega)W_c(j\omega)}{\Delta(j\omega)}\right), \qquad (2.7)$$

где $\Delta(j\omega) = 1 + W_d(j\omega)\, W_c(j\omega)\, W_л(j\omega)$. Индексы i и n здесь и в дальнейшем определяют составляющие процессов в замкнутой системе, вызванные сигналами i(t) и $n_e(t)$. Отсюда, используя условие

некоррелированности входного сигнала $i(t)$ и аддитивного шума $n_e(t)$, можно получить следующие выражения взаимных спектральных плотностей:

$$S_{cd}(j\omega) = \frac{W_л(j\omega)\, W_d(j\omega)}{\Delta(j\omega)}\, S_{ii}(\omega); \qquad (2.8)$$

$$S_{ei}(j\omega) = \frac{W_d(j\omega)}{\Delta(j\omega)}\, S_{ii}(\omega), \qquad (2.9)$$

где $S_{ii}(\omega)$ - спектральная плотность входного сигнала.

Разделив левые и правые части этих уравнений друг на друга, получим выражение описывающей функции действий летчика

$$W_л(j\omega) = \frac{S_{ci}(j\omega)}{S_{ei}(j\omega)}. \qquad (2.10)$$

Здесь

$$S_{cd}(j\omega) = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{2T}\, M\,\{C(j\omega)\, I(-j\omega)\}; \qquad (2.11)$$

$$S_{ei}(j\omega) = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{2T}\, M\,\{E(j\omega)\, I(-j\omega)\}.$$

В случае, если выражения $W_c(j\omega)$ и $W_d(j\omega)$ заранее известны, то описывающая функция $W_л(j\omega)$ может быть определена из уравнений (2.8) или (2.9). Так, например, предварительно измеряя S_{ei} и S_{ii}, из (2.9) можно получить

$$W_л(j\omega) = \left(\frac{S_{ii}(i\omega)W_d(j\omega)}{S_{ei}(j\omega)} - 1\right) \frac{1}{W_d(j\omega)\, W_c(j\omega)}.$$

В ряде работ [33,82] описывающая функция летчика находится из условия минимума дисперсии сигнала $c_n(t)$, т.е.

$$[c_n(t)]^2 = \min_{h_л(t)} \{c(t) - \int_0^\infty h_л(\tau)\, e(t-\tau)d\tau\}^2,\ \tau > 0.$$

В этом случае искомая импульсная переходная функция $h_л(t)$ определяется из интегрального уравнения

$$R_{ce}(\tau) = \int_0^\infty h_л(t)\, R_{ee}(\tau - t)dt. \qquad (2.12)$$

В частотной области это уравнение эквивалентно следующему:

$$W_л(j\omega) = \frac{S_{ce}(j\omega)}{S_{ee}(\omega)},$$

где $S_{ce}(j\omega) = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{2T} M\{C(j\omega)\, E(-j\omega)\}$,

$$S_{ee}(\omega) = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{2T} M\{E(j\omega)\, E(-j\omega)\}.$$

Можно показать, что при таком способе определения описывающей функции ремнанта будет некоррелирована с сигналом ошибки, т.е. $S_{n_e e}(j\omega)=0$.

Определим теперь спектральную плотность ремнанты $S_{n_e n_e}(\omega)$. С этой целью найдем выражение спектральной плотности одного из процессов в замкнутой системе самолет - летчик, например e(t). С учетом введенного условия отсутствия корреляции между ремнантой и входным сигналом ($S_{in_e} = 0$) нетрудно получить, что

$$S_{ee}(\omega) = \left|\frac{W_d(j\omega)}{\Delta(j\omega)}\right|^2 S_{ii}(\omega) + \left|\frac{W_л(j\omega)\, W_c(j\omega)\, W_d(j\omega)}{\Delta(j\omega)}\right|^2 S_{n_e n_e}(\omega),$$

где $\Delta(j\omega)$ определяется в (2.7).

Обозначая

$$S_{e_e e_n n}(\omega) = \left|\Phi(j\omega)\right|^2 S_{n_e n_e}(\omega), \qquad (2.13)$$

$$S_{e_e e_i i}(\omega) = \left|\frac{W_d(j\omega)}{\Delta(j\omega)}\right|^2 S_{ii}(\omega),$$

где $\Phi(j\omega)$ – описывающая функция замкнутой системы

$$\Phi(j\omega) = \frac{W_{л}(j\omega)\, W_{c}(j\omega)\, W_{d}(j\omega)}{\Delta(j\omega)},$$

и принимая во внимание (2.8), можно получить следующее уравнение для спектральной плотности $S_{e_n e_n}$ составляющей сигнала ошибки $e_n(t)$, некоррелированной со входом

$$S_{e_n e_n}(\omega) = S_{ee}(\omega) - \frac{(S_{ei}(j\omega))^2}{S_{ii}(\omega)}. \qquad (2.14)$$

Подстановка его в (2.13), позволяет вычислить спектральную плотность ремнанты, так к

$$S_{n_e n_e}(\omega) = \frac{S_{e_n e_n}(\omega)}{\left|\Phi(j\omega)\right|^2}. \qquad (2.15)$$

Входящая в (2.13) и (2.15) описывающая функция $\Phi(j\omega)$ определяется следующим выражением:

$$\Phi(j\omega) = \frac{S_{xi}(j\omega)}{S_{ii}(\omega)},$$

где $S_{xi}(j\omega) = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{2T} M\{X(j\omega)\, I(-j\omega)\}$.

Здесь $X(j\omega)$ - преобразование Фурье выходной координаты $x(t)$.

Соотношение (2.15) получено в предположении, что ремнанта $n_e(t)$ не обладает свойствами мультипликативности, что не соответствует экспериментальным данным. Оценим вносимую при этом погрешность на примере замкнутой системы, рассмотренной в приложении. В ней для управляющего воздействия $c(t)$, подаваемого на вход объекта управления с передаточной функцией $W_c = k/p$, справедливо уравнение

$$c(t) = (r - \dot{e})/k,$$

которому в частотной области соответствует уравнение вида

$$S_{cc} = \frac{1}{k^2}\,[S_{\dot{e}\dot{e}} + S_{rr} - (S_{\dot{e}r} + S_{r\dot{e}})].$$

С учетом соотношений для S_{ee} (П.6) и $S_{ге}$ (П.8), а также принимая во внимание, что $\sigma^2 = \omega_c^2 \pi P_0$ и $S_{\pi} = \omega^2 S_{ii}$ это выражение можно переписать так:

$$S_{\alpha} = \frac{\pi\sigma_e^2 P_0(\omega_c\omega)^2}{k^2(\omega^2 + \bar{\omega}_c^2)} + \frac{S_{ii}(\bar{\omega}_c\omega)^2}{k^2(\omega^2 + \bar{\omega}_c^2)}.$$

Первое слагаемое этого выражения есть спектральная плотность сигнала $c_n(t)$, $S_{c_n c_n} = S_{e_n e_n} / |W_c|^2$, а второе - сигнала c_i, $S_{c_i c_i} = S_{e_i e_i} |W_л|^2$. Учитывая очевидное равенство $S_{n_e n_e} = \frac{S_{c_n c_n}}{S_{c_i c_i}} S_{ii}$, нетрудно найти выражение спектральной плотности $S_{n_e n_e}$, оцениваемой без учета мультипликативности шума:

$$S_{n_e n_e} = \frac{\pi\omega_c^2}{\bar{\omega}_c^2} P_0 \sigma_e^2. \qquad (2.16)$$

Сопоставляя этот результат с выражением (П.10) можно сделать вывод о том, что спектральная плотность ремнанты, вычисляемая по формуле (2.16), отличается от действительной на величину

$$\frac{\omega_c^2}{\bar{\omega}_c^2} = \frac{1}{(1 - \pi\omega_c P_0/2)^2}.$$

Так как согласно результатам, приведенным в гл.4, частота среза разомкнутой системы ω_c не превышает 5 (1/с), а уровень спектральной плотности P_0 для объекта $W_c = k/p$ примерно равен 0,01, то коэффициент $(\omega_c / \bar{\omega}_c)^2$ не превышает 1,17 или 0,7 дБ. Малая величина этого коэффициента позволяет сделать вывод о возможности вычисления спектральной плотности ремнанты по формуле (2.15).

2.1.3. Многоконтурная и многоканальная компенсаторная система

Если летчик управляет самолетом, воспринимая N стимулов, и отклоняет при этом M рычагов управления, то структурная схема, приведенная на рис.2.2, соответствует многоконтурной и многоканальной системе. Характеристики действий летчика представляются здесь матрицей описывающих функций $W_л(j\omega)$ и вектором шумов наблюдения соответственно размерностей $(m \times n)$ и $(n \times 1)$. Характеристики других элементов системы представляются матрицами описывающих функций самолета $W_c(j\omega)$ и дисплея $W_d(j\omega)$ соответственно размерностей $(m \times n)$ и $(n \times n)$. Кроме указанного, на рис.2.2 обозначены векторы преобразований Фурье следующих сигналов: ошибок $E(j\omega)$, размерность $(n \times 1)$; отклонений рычагов управления $C(j\omega)$, размерность $(m \times 1)$; реакций самолета $X(j\omega)$, размерность $(n \times 1)$; а также входных возмущений $I(j\omega)$, размерность $(n \times 1)$.

В этом случае выражение (2.10) трансформируется в матричное уравнение вида

$$W_л(j\omega) = S_{ci}(j\omega)\, S_{ei}^{-1}(j\omega); \qquad (2.17)$$

где S_{ci}, S_{ei} - матрицы взаимных спектральных плотностей соответственно размерностей $(m \times n)$ и $(n \times n)$, устанавливающие взаимосвязь отклонений рычагов управления и ошибок слежения с входным воздействием $i(t)$. Причем

$$S_{ci}(j\omega) = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{2T} M\{C(j\omega)I^T(-j\omega)\} = W_л(j\omega)\Phi_e(j\omega)S_{ii}(\omega); \qquad (2.18)$$

$$S_{ei}(j\omega) = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{2T} M\{E(j\omega)I^T(-j\omega)\} = \Phi_e(j\omega)S_{ii}(\omega); \qquad (2.19)$$

где $\Phi_e(j\omega) = W_d(j\omega)\,[E + W_d(j\omega)\, W_c(j\omega)\, W_л(j\omega)]^{-1}$; E - единичная матрица, (-1) - знак обратной матрицы; $S_{ii}(\omega) = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{2T} M\{I(j\omega)I^T(-j\omega)\}$ - матрица спектральных плотностей входного сигнала $i(t)$ размерности $(n \times n)$.

Элементы матрицы $W_л(j\omega)$ могут быть найдены из уравнений (2.18) и (2.19) лишь в том случае, если матрица $S_{ei}(j\omega)$ является невырожденной. А так как она равна произведению двух квадратных матриц $\Phi_e(j\omega)$ и $S_{ii}(\omega)$, то требование невырожденности равнозначно условию $|S_{ii}(\omega)| \neq 0$, которое можно рассматривать как одно из необходимых, предъявляемых к характеристикам входных сигналов $i(t)$.

Второе требование, предъявляемое к размерности вектора $i(t)$, получается из сопоставления размерностей матриц в левой и правой частях уравнения (2.17). Согласно ему для определения $(m \times n)$ ненулевых элементов матрицы описывающих функций действий летчика $W_л(j\omega)$ необходимо использовать n входных сигналов.

В зависимости от вида и состава матрицы $W_л(j\omega)$ возможны различные варианты структуры системы самолет - летчик. Так ***одноконтурной*** системе самолет - летчик соответствует матрица с одним ненулевым элементом; ***многоконтурной*** - матрица, в которой хотя бы одна из строк содержит более одного ненулевого элемента; ***многоканальной*** - матрица, в которой хотя бы один из столбцов содержит более одного ненулевого элемента. В случае, когда $W_л(j\omega)$ диагональная матрица, система самолет - летчик состоит из n независимых контуров.

Используя соотношение (2.7), получим выражение матрицы спектральных плотностей ошибок слежения

$$S_{ee}(\omega) = \Phi_e(j\omega)S_{ii}(\omega)\Phi_e^T(j\omega) + \Phi(j\omega)S_{\substack{n\,n\\e\,e}}(\omega)\Phi^T(j\omega),$$

где $\Phi(j\omega) = \Phi_e(j\omega)W_c(j\omega)W_л(j\omega)$.

Отсюда с учетом соотношения (2.19) можно получить следующее выражение матрицы $S_{\substack{e\,e\\n\,n}}$:

$$S_{\substack{e\,e\\n\,n}}(\omega) = S_{ee}(\omega)S_{ei}(j\omega)\{S_{ii}^{-1}(\omega)\}^T S_{ei}^T(j\omega). \qquad (2.20)$$

Знание элементов матрицы спектральных плотностей $S_{\substack{e\,e\\n\,n}}$ с учетом того, что $S_{\substack{e\,e\\n\,n}}(\omega) = \Phi(j\omega)S_{\substack{n\,n\\e\,e}}(\omega)\Phi^T(j\omega)$, позволяет определить элементы матрицы $S_{\substack{n\,n\\e\,e}}(\omega)$.

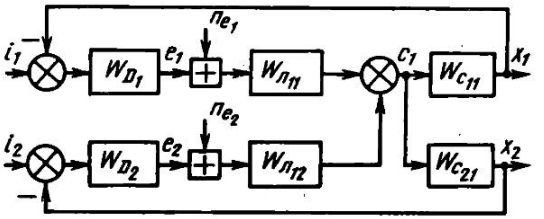


Рис.2.3. Двухконтурная система самолет - летчик (параллельная схема)

В качестве примера на рис.2.3 изображен частный случай многоконтурной системы - двухконтурная система. Согласно уравнению (2.17) ненулевые элементы матрицы описывающих функций действий летчика $W_л(j\omega)$ определяются следующими выражениями:

$$W_{л_{11}}(j\omega) = \frac{S_{c_1 i_1}(j\omega)\, S_{e_2 i_2}(j\omega) - S_{c_1 i_2}(j\omega)\, S_{e_2 i_1}(j\omega)}{\Delta(j\omega)}; \qquad (2.21)$$

$$W_{л_{12}}(j\omega) = \frac{S_{c_1 i_2}(j\omega)\, S_{e_1 i_1}(j\omega) - S_{c_1 i_1}(j\omega)\, S_{e_1 i_2}(j\omega)}{\Delta(j\omega)}, \qquad (2.22)$$

где $\Delta(j\omega) = S_{e_1 i_1}(j\omega)\, S_{e_2 i_2}(j\omega) - S_{e_2 i_1}(j\omega)\, S_{e_1 i_2}(j\omega)$.

Характерной особенностью задачи идентификации при двухконтурном слежении является невозможность вычисления элементов матрицы $S_{n_e n_e}$. В этом случае удается определить лишь комбинацию искомых спектральных плотностей $S_{n_{e_1} n_{e_1}}$ и $S_{n_{e_2} n_{e_2}}$ на основании выражения

$$S_{n_c n_c}(\omega) = \left| W_{л_{11}}(j\omega) \right|^2 S_{n_{e_1} n_{e_1}}(\omega) + \left| W_{л_{12}}(j\omega) \right|^2 S_{n_{e_2} n_{e_2}}(\omega).$$

Здесь $S_{n_{e_1} n_{e_1}}$ и $S_{n_{e_2} n_{e_2}}$ являются элементами матрицы

$$S_{n_e n_e} = \Phi^{-1} S_{e_n e_n} (\Phi^T)^{-1}, \qquad (2.23)$$

а $S_{e_n e_n}$ определяется уравнением (2.20).

Для случая двухканального управления, приведенного на рис.2.4, характеристики управляющих действий летчика определяются четырь-

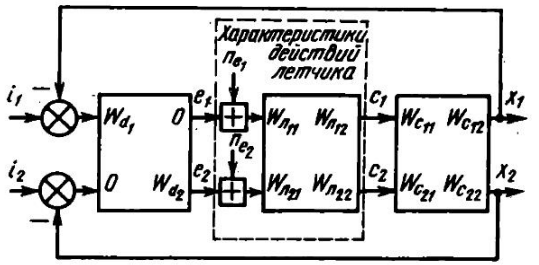


Рис.2.4. Двухканальная система самолет - летчик

мя описывающими функциями $W_{л_{11}}$, $W_{л_{12}}$, $W_{л_{21}}$, $W_{л_{22}}$. Первые две ($W_{л_{11}}$ и $W_{л_{12}}$) могут быть найдены из соотношений (2.21) и (2.22), а остальные из следующих выражений:

$$W_{л_{21}}(j\omega) = \frac{S_{c_2 i_1}(j\omega)S_{e_2 i_2}(j\omega) - S_{c_2 i_2}(j\omega)S_{e_2 i_1}(j\omega)}{\Delta(j\omega)}; \qquad (2.24)$$

$$W_{л_{22}}(j\omega) = \frac{S_{c_2 i_2}(j\omega)S_{e_1 i_1}(j\omega) - S_{c_2 i_1}(j\omega)S_{e_1 i_2}(j\omega)}{\Delta(j\omega)}. \qquad (2.25)$$

Необходимо отметить, что характеристики действий летчика в двухконтурной системе в ряде работ представляются не параллельной (см.рис.2.3), а последовательной схемой (рис.2.5) образования контуров. В силу однозначной связи между описывающими функциями действий летчика в этих схемах ($W_{л_1} = W_{л_{11}} / W_{л_{12}}$, $W_{л_2} = W_{л_{12}}$) результаты исследований могут быть интерпретированы в терминах любой из них.

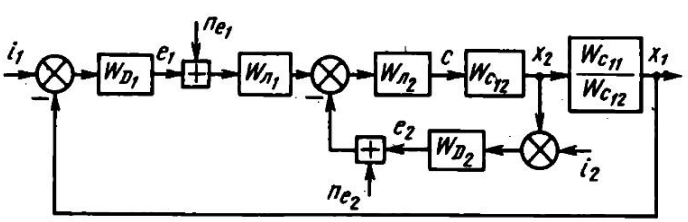


Рис.2.5. Двухконтурная система самолет - летчик (последовательная схема)

2.1.4. Дополнительные характеристики системы самолет - летчик

Одной из целей экспериментальных исследований является определение типа системы самолет - летчик. Вариантами могут быть: линейная, нелинейная, дискретная, нестационарная и другие системы. Выбор варианта возможен в результате комплексного изучения всех измеряемых характеристик, в котором помимо описывающей функции и спектральной плотности необходимо рассматривать и дополнительные показатели. Для случая одноконтурного слежения к таким показателям относятся:

показатель линейной корреляции $\rho(\omega)$, определяющий отношение спектральной плотности составляющей сигнала, коррелированной со входом, к спектральной плотности этого сигнала. Так, для сигнала $c(t)$ выражение $\rho(\omega)$ имеет вид

$$\rho(\omega) = \frac{S_{c_i c_i}}{S_{cc}}.$$

Учитывая, что $S_{cc_i}(\omega) = \left|W_л(j\omega)\Phi_e(j\omega)\right|^2 S_{ii}(\omega)$, где $\Phi_e = W_d/(1 + W_d W_c W_л)$, и принимая во внимание (2.9), а также (2.10), нетрудно получить, что

$$\rho(\omega) = \frac{S^2_{ci}}{S_{ii} S_{cc}}; \qquad (2.26)$$

интегральный показатель линейности системы или элемента, определяющий долю дисперсии выходного сигнала от его составляющей, коррелированной с входным сигналом. Для сигналов $e(t)$ и $c(t)$ имеем

$$\rho^2_{a_e} = \sigma^2_{e_i}/\sigma^2_e;$$
$$\rho^2_{a_c} = \sigma^2_{c_i}/\sigma^2_c, \qquad (2.27)$$

где σ^2_e и σ^2_c - дисперсии воспринимаемой ошибки слежения и отклонения рычага управления соответственно, причем

$$\sigma_e^2 = \sigma_{e_i}^2 + \sigma_{e_n}^2 ; \sigma_c^2 = \sigma_{c_i}^2 + \sigma_{c_n}^2 .$$

Здесь: $\sigma_{e_i}^2$ и $\sigma_{c_i}^2$ – дисперсии коррелированных со входом составляющих сигналов e(t) и c(t), которые соответственно равны

$$\sigma_{e_i}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} | \Phi_e(j\omega) |^2 S_{ii}(\omega) d\omega;$$

$$\sigma_{c_i}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} | \Phi_e(j\omega) W_л(j\omega)|^2 S_{ii}(\omega) d\omega, \qquad (2.28)$$

$\sigma_{e_n}^2$ и $\sigma_{c_n}^2$ - дисперсии составляющих сигналов c(t) и e(t), вызванных ремнантой, которые соответственно равны

$$\sigma_{e_n}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |\Phi_e(j\omega) W_л(j\omega) W_c(j\omega)|^2 S_{n_e n_e}(\omega) d\omega;$$

$$\sigma_{c_n}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} | \Phi_e(j\omega) W_л(j\omega) |^2 S_{n_e n_e}(\omega) d\omega. \qquad (2.29)$$

Значения введенных показателей позволяют судить о свойствах исследуемой системы.Так, значения $\rho(\omega)$ и $\rho_{a_e}^2$ (или $\rho_{a_c}^2$) меньшие единицы указывают на отличие ее от линейной системы с постоянными коэффициентами.

Анализ свойств системы самолет - летчик можно проводить, используя получаемые в эксперименте оценки описывающей функции и спектральной плотности ремнанты. Так, зависимость описывающей функции от амплитуды входного сигнала (среднеквадратичного значения σ_i) есть прямое указание на нелинейные свойства рассматриваемого элемента или системы, включающей этот элемент.

В связи с тем, что ремнанта $n_e(t)$ (или $n_c(t)$) учитывает отличие характеристик исследуемой системы от линейной, то выражение

для ее спектральной плотности при гармоническом воздействии с частотой ω_0 и амплитудой A_i в общем случае можно представить в следующем виде:

$$S_{n_e n_e}(\omega) = \sum_{m=1}^{\infty} k_1 f(A_i)\ \delta(m\omega_0) + \sum_{m=1}^{\infty} k_2 A_i^2(\omega_0 \mp m\omega_s) + S'_{n_e n_e}(\omega) + S_{dd}(\omega),$$

где $\sum_{m=1}^{\infty} k_1 f(A_i)\delta(m\omega_0)$ - составляющая, определяемая нелинейными элементами (δ - дельта функция, m - целое число); $\sum_{m=1}^{\infty} k_2 A_i^2(\omega_0 \mp m\omega_s)$ - составляющая, учитывающая дискретность действий с постоянной частотой дискретизации ω_s; $S'_{n_e n_e} = k_3 A_i^2\ \varphi(\omega)$ - составляющая, определяемая нестационарными свойствами системы; k_1, k_2, k_3 - константы; S_{dd} - составляющая плотности, определяемая дополнительным присоединенным шумом. К такому шуму относятся, в частности, различные тестовые сигналы, которые могут вводиться летчиком в процессе управления.

В каждой системе, в том числе и самолет - летчик, могут преобладать процессы, свойства которых определяются той или иной составляющей спектральной плотности $S_{n_e n_e}$.

Таким образом, изучение спектральной плотности $S_{n_e n_e}(\omega)$ совместно с другими рассмотренными характеристиками позволяет определить тип исследуемой системы. Практически это может быть сделано с помощью табл.2.1, в которой приведены отличительные признаки, выраженные в терминах характеристик линеаризованной системы и показателей линейности.

В настоящей таблице: $W(j\omega)$ - описывающая функция замкнутой системы или одного из ее элементов (например, действий летчика); S_{nn} - спектральная плотность составляющей одного из процессов, определяемой ремнантой, или самой ремнанты, т.е. $c_n(t)$, $e_n(t)$ или $n_e(t)$.

Таблица 2.1

Тип системы	Описывающая функция	Спектральная плотность ремнанты S_{nn}	$\rho(\omega)$	ρ^2_{ae} или ρ^2_{ac}
Линейная система с постоянными коэффициентами	$W(j\omega)$	0	1	1
Линейная система с переменными (случайно изменяющимися) коэффициентами и/или присоединенным шумом	$W(j\omega)$	непрерывная $k_3 A_i^2 \varphi(\omega)$	меньше 1	меньше 1
Линейная дискретная система (с постоянной частотой дискретизации)	$W(j\omega)$	линейчатая $\sum_{m=1}^{\infty} k_2 A_i^2 (\omega_0 \mp m\omega_s)$	1	меньше 1
Нелинейная система	$W(j\omega, A_i)$	линейчатая $\sum_{m=1}^{\infty} k_1 f(A_i) \delta(m\omega_0)$	1	меньше 1

Из табл.2.1, составленной в предположении, что на систему или элемент воздействует гармонический сигнал с частотой ω_0 и амплитудой A_i, видно, что хотя бы один из признаков у систем разных классов должен отличаться. Это позволяет путем сопоставлений всех предварительно измеренных характеристик с данными этой таблицы сделать вывод о типе исследуемого элемента или системы.

Помимо отмеченных характеристик в исследованиях системы самолет - летчик используют и ряд других, которые позволяют дополнить

представление о свойствах исследуемых процессов. К ним, в частности, относится плотность распределения отклонения рычагов управления. Ее измерение позволяет установить степень близости этой характеристики нормальному закону распределения, имеющему вид

$$P(c) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\,\sigma_c} \exp\left[- \frac{(c-m_c)^2}{2\sigma_c^2} \right].$$

Здесь m_c и σ_c^2 - математическое ожидание и дисперсия отклонений рычага управления.

Введенные ранее интегральные характеристики системы самолет - летчик - дисперсии σ_e^2 и σ_c^2 позволяют не только определить свойства рассматриваемой системы, но и оценить точность выполнения задачи, а также физические затраты летчика. В этом случае указанные характеристики являются показателями или критериями, широко используемыми при решении задач анализа и синтеза системы. Помимо показателя σ_c^2 физическая загрузка летчика определяется и другими интегральными характеристиками его управляющих действий. К ним, в частности, относят математическое ожидание потребной для выполнения задачи мощности N:

$$M\{N\} = M\{\frac{1}{T}\int_0^S P\, ds\}.$$

Здесь P - усилия, развиваемые летчиком при отклонении рычага управления на величину $c = X$, где X в зависимости от направления перемещения есть $X_в$ или $X_э$; s - путь перемещения рычага управления за весь период T выполнения задачи.

Полагая, что летчик прикладывает одинаковые усилия при перемещении рычага в ту или иную сторону, то с учетом того, что $ds = |x|dt$, выражение математического ожидания M{N} можно переписать в следующем виде:

$$M\{N\} = M\{\frac{1}{T}\int_0^T P^x |x|\ |\dot{x}|\ dt\}. \qquad (2.30)$$

2.2. Идентификация характеристик управляющих действий летчика

Определение характеристик управляющих действий летчика в экспериментальных исследованиях происходит на конечном интервале времени T, что существенным образом влияет на точность оценивания $W_{л}(j\omega)$, $S_{n_e n_e}(\omega)$. В настоящее время в исследованиях системы самолет - летчик используют различные методы идентификации этих характеристик. Наибольшее распространение среди них получили методы идентификации в частотной области, которые и рассмотрены далее. Методы идентификации во временной области, используемые в исследованиях системы самолет - летчик кратко изложены в работах [18,33].

При идентификации в частотной области получают оценки частотных характеристик описывающей функции $W_{л}(j\omega)$ и спектральной плотности ремнанты $S_{n_e n_e}(\omega)$ без предварительного задания структуры их моделей. В зависимости от способа вычисления необходимых для этого спектральных плотностей различают два метода идентификации:

метод преобразования Фурье;

метод взаимных спектральных плотностей.

Метод преобразования Фурье (или метод коэффициентов Фурье) основан на представлении спектральных плотностей, определяющих искомые характеристики действий летчика, через произведения преобразований Фурье соответствующих сигналов. В связи с тем, что на практике измерение процессов осуществляется на конечном временном интервале T, выражения оценок описывающей функции $\hat{W}_{л}(j\omega)$ и спектральной плотности $\hat{S}_{e_e n_n}(\omega)$ однозначно в силу (2.13), определяющей $\hat{S}_{n_e n_e}$, имеют следующий вид

$$\hat{W}_{л}(j\omega) = \frac{1/T\ M\ \{C(j\omega)\ I(-j\omega)\}}{1/T\ M\ \{E(j\omega)\ I(-j\omega)\}},$$

$$\hat{S}_{n\,n\,e\,e}(\omega) = \frac{1}{2T} M\{E(j\omega)\, E(-j\omega)\} -$$

$$- \frac{(1/2T)\, M\{E(j\omega)\, I(-j\omega)\}\, M\{I(j\omega)\, E(-j\omega)\}}{(1/2T)\, M\{I(j\omega)\, I(-j\omega)\}}.$$

Здесь и далее $E(j\omega)$, $I(j\omega)$, $C(j\omega)$ - преобразования Фурье, вычисленные на интервале T.

Учитывая, что сигналы $e(t)$, $c(t)$ представляются суммами коррелированной $\{c_i(t),\ e_i(t)\}$ и некоррелированной $\{c_n(t),\ e_n(t)\}$ со входом составляющих, можно показать, что приведенные выражения оценок эквивалентны следующим:

$$\hat{W}_{л}(j\omega) = \frac{M\{C_i(j\omega)\, I(-j\omega)\}}{M\{E_i(j\omega)\, I(-j\omega)\}};$$

$$\hat{S}_{n\,n\,e\,e}(\omega) = \frac{1}{2T} M\{E_n(j\omega)\, E_n(-j\omega)\}.$$

В практике при определении указанных оценок используют разные процедуры осреднения. Прежде чем перейти к их рассмотрению, исследуем возможность получения результатов без использования такой процедуры. В этом случае выражения оценок $\hat{W}_{л}(j\omega)$ и $\hat{S}_{n\,n\,e\,e}(\omega)$ принимают вид

$$\hat{W}_{л}(j\omega) = \frac{(1/2T)\, \hat{C}(j\omega)\hat{I}(-j\omega)}{(1/2T)\, \hat{E}(j\omega)\hat{I}(-j\omega)} = \frac{\hat{C}(j\omega)}{\hat{E}(j\omega)}; \qquad (2.31)$$

$$\hat{S}_{n\,n\,e\,e}(\omega) = \hat{S}_{e\,e\,n\,n}(\omega) = 0.$$

Как видно, оценка частотной характеристики $W_{л}(j\omega)$ есть отношение преобразований Фурье сигналов $c(t)$ и $e(t)$, а оценка спектральной плотности ремнанты получается несостоятельной. Проведем качественный анализ выражения (2.31). Подставляя в него соотноше-

ния (2.8) и (2.9) для преобразований Фурье сигналов c(t) и e(t), получим

$$\hat{W}_л(j\omega) = W_л(j\omega)\,\frac{1 + \dfrac{N_e(j\omega)}{I(j\omega)}}{1 - W_л(j\omega)\;W_c(j\omega)\dfrac{N_e(j\omega)}{I(j\omega)}}.$$

Отсюда видно, что при малых величинах $\left|\dfrac{N_e(j\omega)}{I(j\omega)}\right|$, оценка $\hat{W}_л(j\omega)$ становится близкой к значению $W_л(j\omega)$. В то же время при больших величинах этого отношения точность оценки $\hat{W}_л(j\omega)$ существенно снижается. Решить проблему повышения точности результатов при использовании настоящего метода можно путем использования в качестве входного воздействия полигармонического сигнала $i(t) = \sum_{k=1}^{m} A_k \sin\omega_k t$ с частотами ω_k, выбранными из условия $\omega_k = 2\pi n_k/T$ (где n_k - целое число). Это условие обеспечивает ортогональность системе функций $\cos\omega_k t$ и $\sin\omega_k t$ на интервале измерения T. Повышение точности происходит за счет значительного превышения мощности составляющих сигналов, коррелированных с входным воздействием, над мощностью их составляющих, вызванных ремнантой. Детальный анализ точности получаемых при этом оценок приведен в разд.2.3. Количество гармоник, составляющих сигнал i(t), и распределение их частот должны отвечать требованиям непредсказуемости воспринимаемого летчиком сигнала и близости его характе-

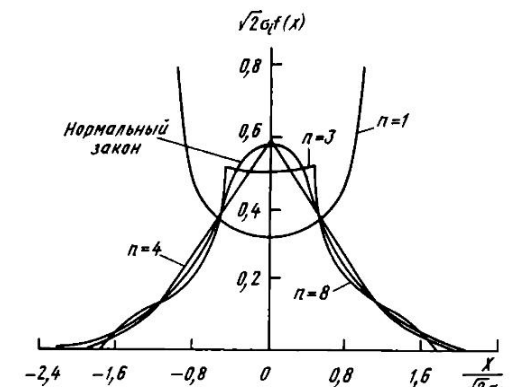


Рис.2.6. Распределение значений полигармонического сигнала

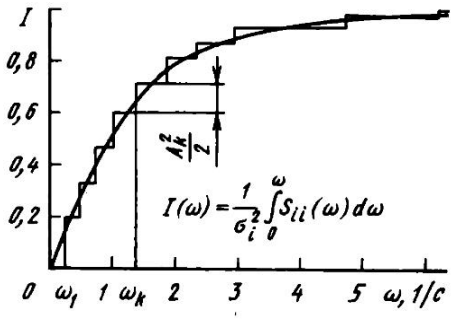


Рис.2.7. Распределение мощности полигармонического сигнала

ристик исходным, имеющим место в задаче пилотирования. Как показывают данные работы [67], распределение значений полигармонического сигнала i(t) относительно их среднего на интервале измерения может быть достаточно близким к кривой нормального закона распределения (рис.2.6). Распределение мощности полигармонического сигнала по частотам может быть согласовано с распределением, получаемым для случайного сигнала с непрерывной спектральной плотностью, как это показано на рис.2.7. Спектр входного воздействия характеризуется целым рядом параметров. Среди них, как один из важнейших факторов, оказывающих значительное влияние на характеристики системы самолет - летчик, выделяют ширину спектра входного воздействия. Этот параметр для случайного стационарного входного воздействия сигнала с непрерывной спектральной плотностью $S(\omega)$ определяется как

$$\omega_{ie} = \frac{\left[\int_0^{\infty} S_{ii}(\omega)\, d\omega\right]^2}{\int_0^{\infty} [S_{ii}(\omega)]^2 d\omega} = \frac{\sigma_i^2}{A_{cp}},$$

где A_{cp} определяется свойствами $S_{ii}(\omega)$ и вычисляется на основании теоремы о ее среднем значении.

Параметр ω_{ie} определяет ширину полосы частот спектральной плотности прямоугольной формы, эквивалентной исходной $S_{ii}(\omega)$.

В случае использования полигармонического сигнала значения описывающей функции управляющих действий летчика оцениваются следующим образом:

$$W_{л}(j\omega_k) = \frac{C(j\omega_k)}{E(j\omega_k)} = \frac{a_c(\omega_k) - jв_c(\omega_k)}{a_e(\omega_k) - jв_e(\omega_k)}, \qquad (2.32)$$

где $C(j\omega_k)$, $E(j\omega_k)$ - преобразования Фурье, a_c, $в_c$, a_e, $в_e$ - коэффициенты Фурье соответственно сигналов c(t) и e(t).

Выражения коэффициентов Фурье, например в случае измерения сигнала e(t), имеют вид

$$\left.\begin{matrix} a_e(\omega_k) \\ в_e(\omega_k) \end{matrix}\right\} = \frac{2}{T}\int_{t_0}^{t_0+T} e(t)\left\{\begin{matrix}\cos \\ \sin\end{matrix}\right\}(\omega_k t + \psi_k)dt, \qquad (2.33)$$

где t_0 - задержка начала измерений, необходимая для достижения установившегося режима слежения; ψ_k - фаза, соответствующая t_0; T - продолжительность регистрации эксперимента.

Из (2.32) видно, что для определения значений $W_{л}(j\omega_k)$ на каждой частоте ω_k входного воздействия i(t) необходимо вычислить четыре коэффициента Фурье. Объем требуемых вычислений может быть уменьшен вдвое, если заранее известна математическая модель объекта управления $W_c(j\omega)$ и дисплея $W_d(j\omega)$. В этом случае $W_{л}(j\omega)$ определяется путем предварительной оценки значений описывающей функции замкнутой системы самолет - летчик по ошибке слежения $\Phi_e(j\omega_k)$ с использованием соотношения

$$\Phi_e(j\omega_k) = \frac{E(j\omega_k)}{I(j\omega_k)} = \frac{a_e(\omega_k) - jв_e(\omega_k)}{a_i(\omega_k) - jв_i(\omega_k)}.$$

Далее, например, для полигармонического входного воздействия $i(t) = \sum_{k=1}^{m} A_k\cos(\omega_k t + \psi_k)$ с частотами $\omega_k = \frac{2\pi}{T}n_k$ (n_k - целое число) коэффициенты a_i и $в_i$ получаются равными

$$a_i(\omega_k) = \frac{2}{T}\int_{t_0}^{t_0+T} A_k\cos^2(\omega_k t + \psi_k)dt = A_k;$$

$$в_i(\omega_k) = \frac{2}{T}\int_{t_0}^{t_0+T} A_k\cos(\omega_k t + \psi_k)\sin(\omega_k t + \psi_k)dt = 0.$$

Так как амплитуды гармоник входного сигнала заранее известны, то для определения частотных характеристик описывающей функции $\Phi_e(j\omega)$ необходимо вычислить всего два коэффициента Фурье $a_e(\omega_k)$ и $в_e(\omega_k)$ сигнала ошибки слежения $e(t)$. А именно

$$\Phi_e(j\omega_k) = \frac{a_e(\omega_k)}{A_k} - j\frac{в_e(\omega_k)}{A_k}. \qquad (2.34)$$

Причем $|\Phi_e| = \frac{|E_k|}{A_k}$; $|E_k| = \sqrt{a_e^2 + в_e^2}$; $\varphi_e = -\operatorname{arctg}\frac{в_e}{a_e}$.

Располагая оценкой $\Phi_e(j\omega_k)$, можно оценить частотные характеристики следующих описывающих функций:

управляющих действий летчика $W_л(j\omega_k)$;

разомкнутой системы самолет - летчик $W_{лс}(j\omega_k)$;

замкнутой системы самолет - летчик $\Phi(j\omega_k)$.

Для них справедливы соотношения, которые в случае $W_d(j\omega) = 1$, имеют вид

$$W_{лс}(j\omega_k) = \frac{X(j\omega_k)}{E(j\omega_k)} = \Phi_e^{-1}(j\omega_k) - 1; \qquad (2.35)$$

$$\Phi(j\omega_k) = \frac{X(j\omega_k)}{I(j\omega_k)} = 1 - \Phi_e(j\omega_k); \qquad (2.36)$$

$$W_{л}(j\omega_k) = \frac{W_{л\,с}(j\omega_k)}{W_{с}(j\omega_k)}. \qquad (2.37)$$

В дополнении к рассмотренным ранее частотным характеристикам, коэффициенты Фурье $a_e(\omega_k)$ и $в_e(\omega_k)$ позволяют определить интегральные показатели качества слежения: дисперсию составляющей сигнала ошибки слежения $\sigma^2_{e_i}$, коррелированной с входным воздействием, и показатель линейности системы $\rho^2_{a_e}$.

Так дисперсия $\sigma^2_{e_i}$ определяется согласно [30] следующим образом:

$$\sigma^2_{e_i} = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{m}[a^2_e(\omega_k) + в^2_e(\omega_k)]. \qquad (2.38)$$

Зная эту величину, а также оценку значения среднеквадратической ошибки слежения

$$\sigma^2_e = \frac{1}{T}\int_{t_0}^{t_0+T} e^2(t)\,dt - m^2_e,$$

где $m_e = \frac{1}{T}\int_{t_0}^{t_0+T} e(t)\,dt$ - оценка математического ожидания $e(t)$, нетрудно определить величину интегрального показателя линейности системы $\rho^2_{a_e}$.

Рассмотренное здесь алгоритмическое обеспечение экспериментальных исследований, несмотря на отсутствие в нем процедуры осреднения результатов преобразований Фурье, позволяет простейшими средствами оценить достаточно большой круг характеристик действий летчика и системы самолет - летчик. Введение же той или иной процедуры осреднения, кроме уточнения результатов, позволяет также увели-

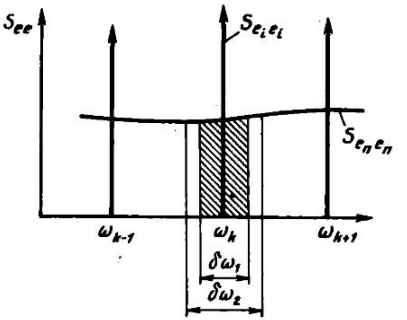


Рис.2.8. Непрерывная спектральная плотность случайного и дискретный спектр гармонического сигналов

чить число характеристик и получать, в частности, оценки спектральных плотностей ремнанты, а также вызванных ею составляющих в процессах, измеряемых в системе. Рассмотрим одну из таких процедур, предложенную в [62] и развитую в работах [2,23]. Она сводится к вычислению значений мощности процесса в разных частотных диапазонах, каждый из которых охватывает одну и ту же частоту гармоники входного полигармонического сигнала. При этом алгоритм вычисления оценки спектральной плотности ремнанты учитывает, что спектры случайного и гармонического процессов, например, сигналов $e_n(t)$ и $e_i(t)$ принципиально отличаются (рис.2.8). Первый, как известно, имеет непрерывный, а второй - дискретный спектры. Это позволяет, на основе оценок коэффициентов Фурье, получить состоятельную оценку спектральной плотности ремнанты.

Мощность сигнала $e(t)$, имеющего коррелированную и некоррелированную со входом ($i(t) = \sum_{k=1}^{m} A_k \cos \omega_k t$, где $\omega_k = n_k \omega_0$; $\omega_0 = 2\pi/T$) составляющие, т.е. $e(t) = e_i(t) + e_n(t)$ на отрезке $[\omega_k - \delta\omega/2; \omega_k + \delta\omega/2]$, где $\delta\omega = \omega_0$, а ω_k является частотой k-й гармоники входного воздействия, представляет собой сумму мощностей указанных составляющих сигнала $e(t)$. А именно

$$P_{\delta\omega} = P_{e_i} + P_{e_n},$$

где $P_{e_i} = \frac{E_k^2}{2}$ - мощность k-й гармоники с амплитудой E_k;

$$P_{e_n} = \int_{\omega_k-\delta\omega/2}^{\omega_k+\delta\omega/2} S_{e_n e_n}(\omega)d\omega \equiv S_{e_n e_n}(\omega_k,\delta\omega)\ \delta\omega.$$

Здесь $S_{e_n e_n}(\omega_k,\delta\omega)$ - среднее значение $S_{e_n e_n}(\omega)$ на отрезке частот $\delta\omega$.

С другой стороны $P_{\delta\omega}$ связана с коэффициентами разложения сигнала e(t) в ряд Фурье следующим образом:

$$P_{\delta\omega} = \frac{a_k^2 + в_k^2}{2}.$$

Приравнивая правые части выражений для $P_{\delta\omega}$, получим

$$a_k^2 + в_k^2 = E_k^2 + 2[S_{e_n e_n}(\omega_k,\delta\omega)]\ \delta\omega.$$

Это соотношение связывает искомую характеристику $S_{e_n e_n}$ с коэффициентами Фурье сигнала ошибки слежения. Для их определения предлагается в одном и том же эксперименте вычислить оценки мощности сигнала e(t), соответствующие различным отрезкам частот $\delta\omega_1 < \delta\omega_2$ (см.рис.2.8). Для каждого из них получаемые значения оценки мощности будут отличаться друг от друга, причем только за счет шумовой составляющей $S_{e_n e_n}(\omega_k, \delta\omega)\ \delta\omega$.

Организовать указанные вычисления мощности сигнала e(t) можно, дополнительно определяя его коэффициенты Фурье на отрезке времени $T' < T$. При этом $\delta\omega_2 = 2\pi/T'$, а условие принадлежности частоты ω_k обоим дискретным спектрам реализаций $e_T(t)$ и $e_{T'}(t)$ определяет дополнительное требование к выбору частоты ω_k. Ее значение теперь должно быть кратным одновременно двум опорным частотам $\omega_0 = 2\pi/T$ и $\omega_0' = 2\pi/T'$. Это возможно, когда T' кратно T, т.е. $T = Q\,T'$, где Q - целое.

Окончательно имеем

$$P_{\delta\omega_1} = E_k^2 + 2[S_{e_n e_n}(\omega_k, \delta\omega_1)]\,\frac{2\pi}{T};$$

$$P_{\delta\omega_2} = E_k^2 + 2[S_{e_n e_n}(\omega_k, \delta\omega_2)]\,\frac{2\pi}{T'}.$$

Отсюда видно, что $P_{\delta\omega_2}$ отличается от $P_{\delta\omega_1}$, так как вклад в $P_{\delta\omega_2}$ от ремнанты больше, чем в $P_{\delta\omega_1}$ из-за различия отрезков частот $\delta\omega_1$ и $\delta\omega_2$ ($\delta\omega_2 > \delta\omega_1$).

Решение системы уравнений для $P_{\delta\omega_1}$ и $P_{\delta\omega_2}$ позволяет определить оценку

$$S_{e_n e_n}(\omega_k, \delta\omega) = (P_{\delta\omega_2} - P_{\delta\omega_1})\,K; \qquad (2.39)$$

$$K = \frac{1}{2}\,\frac{T}{2\pi(Q-1)},$$

где Q - число отрезков T' в T; $P_{\delta\omega_2} = \frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}(a_k^2 + в_k^2)_m$ - осредненное по Q интервалам удвоенное значение мощности сигнала $e(t)$; $\{a_k, в_k\}_m$ - коэффициенты Фурье сигнала $e(t)$, вычисленные на Q-ом отрезке; $P_{\delta\omega_1} = a_k^2 + в_k^2 = (\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q} a_m)_k^2 + (\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q} в_m)_k^2$ - удвоенное значение мощности сигнала $e(t)$, вычисленное на полном интервале измерения T.

Соотношение (2.39) позволяет получить оценки значений спектральных плотностей процесса $e_n(t)$ и, следовательно, ремнанты $n_e(t)$. Объединение его с уравнениями (2.32 - 2.38) дает основу универсального алгоритма вычисления характеристик системы самолет - летчик. Полная схема такого алгоритма приведена на рис.2.9.

Разработанная в [23] модификация рассмотренного ранее алгоритмического обеспечения, основанного на использовании быстрого пре-

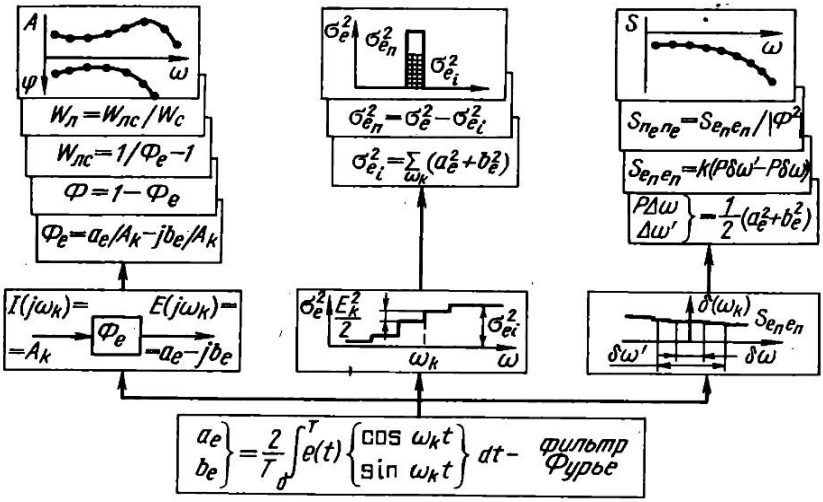


Рис.2.9. Универсальный алгоритм вычисления характеристик системы самолет - летчик

образования Фурье, позволяет проводить спектральный анализ с минимальными затратами времени и памяти ЭВМ.

При вычислении спектральных плотностей или преобразований Фурье, определяющих оценки характеристик управляющих действий летчика, часто осуществляют процедуру сглаживания с помощью различных спектральных окон. Это позволяет повысить точность результатов, что особенно становится необходимым при использовании в исследованиях случайного входного сигнала.

Проблему оценки характеристик действий летчика в задачах многоконтурного и многоканального управления рассмотрим на примере задач двухконтурного и двухканального управления, когда элементы вектора $\mathbf{i}(t)$ являются полигармоническими сигналами, составленными из ортогональных гармоник. В рассматриваемых случаях для решения задачи идентификации необходимо иметь два входных сигнала:

$$i_1(t) = \sum_{k=1}^{N} A_k \sin \omega_k t;$$

$$i_2(t) = \sum_{m=1}^{M} A_m \sin \omega_m t.$$

Условие невырожденности матрицы S_{ii}, полученное в подразд.2.1.3, равносильно требованию, чтобы ни одна из гармоник сигнала $i_1(t)$ не входила бы в сигнал $i_2(t)$, т.е. $\omega_k \neq \omega_m$.

Выражения для оценок, описывающих функций летчика $W_{л_{11}}$, $W_{л_{12}}$, $W_{л_{21}}$, $W_{л_{22}}$, получаемые из (2.21, 2.22, 2.24, 2.25) в этом случае имеют вид

$$W_{л_{11}}(j\omega) = \frac{\left[\frac{C_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right]\left[\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right] - \left[\frac{C_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right]\left[\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right]}{\Delta(j\omega)}; \quad (2.40)$$

$$W_{л_{12}}(j\omega) = \frac{\left[\frac{C_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right]\left[\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right] - \left[\frac{C_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right]\left[\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right]}{\Delta(j\omega)}; \quad (2.41)$$

$$W_{л_{21}}(j\omega) = \frac{\left[\frac{C_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right]\left[\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right] - \left[\frac{C_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right]\left[\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right]}{\Delta(j\omega)}; \quad (2.42)$$

$$W_{л_{22}}(j\omega) = \frac{\left[\frac{C_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right]\left[\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right] - \left[\frac{C_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right]\left[\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right]}{\Delta(j\omega)}, \quad (2.43)$$

где $\Delta(j\omega) = \left[\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right]\left[\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right] - \left[\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right]\left[\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right]$.

Полный набор приведенных выражений определяет характеристики действий летчика в задаче двухканального управления, а первые (либо последние) два из них - характеристики действий летчика в задаче двухконтурного управления.

Анализ приведенных соотношений показывает, что ими можно воспользоваться, если все входящие в правые части преобразования Фурье определены на одних и тех же частотах $\{\omega_n\}$. В то же время результаты обработки дают значения этих преобразований на разных частотах: на частотах $\{\omega_k\}$ и $\{\omega_m\}$. Поэтому, чтобы можно было воспользоваться приведенными выше соотношениями необходима интерполяция результатов обработки данных эксперимента на общие частоты $\{\omega_n\}$. При этом надо учитывать, что экспериментальные данные зашумлены и для уменьшения погрешностей интерполяции необходимо предварительно проводить осреднение результатов по совокупности экспериментов. Кроме того, для улучшения оценок искомых характеристик целесообразно увеличивать число гармоник входных сигналов в диапазоне предполагаемого значительного изменения значений характеристик.

Следует также отметить, что получение оценок описывающих функций требует предварительного вычисления большого числа частотных характеристик. Так, для определения значений двух описывающих функций $W_{л_{11}}(j\omega)$ и $W_{л_{12}}(j\omega)$ требуется предварительная оценка шести частотных характеристик, что является весьма многотрудной задачей. Она может быть упрощена, если заранее известна динамика объекта управления и дисплея. В этом случае достаточно определить оценки только четырех частотных характеристик $\{E_1/I_1\}$, $\{E_1/I_2\}$, $\{E_2/I_1\}$, $\{E_2/I_2\}$, а вычисления с использованием матричного уравнения для вектора преобразования Фурье воспринимаемого сигнала ошибки $E(j\omega) = W_d(j\omega)(E + W_d(j\omega)\times$ $\times W_л(j\omega)\, W_c(j\omega))^{-1} I(j\omega)$, где E - единичная матрица, позволяют найти искомые оценки описывающих функций $W_{л_{11}}(j\omega)$ и $W_{л_{12}}(j\omega)$.

Оценка спектральной плотности ремнанты в задаче двухконтурного управления может быть проведена согласно выражению (2.23), а вычисление оценок спектральных плотностей входящих в его правые части может быть выполнено также как и в методе коэффициентов Фурье на частотах сигналов $i_1(t)$ и $i_2(t)$ с использованием разных, кратных друг другу временных интервалов.

Метод взаимных спектральных плотностей предполагает, что оценки спектральных плотностей $S_{ei}(j\omega)$, $S_{ci}(j\omega)$, $S_{ee}(\omega)$, $S_{ii}(\omega)$, входящие в (2.12), (2.18), вычисляются на конечном интервале корреляции $\tau_{max} = T/2$ через обратные преобразования Фурье от оценок корреляционных функций $R_{ei}(t)$, $R_{ci}(t)$, $R_{ee}(t)$, $R_{ii}(t)$. Выражение для любой из оценок спектральных плотностей (например, для $\hat{S}(j\omega)$) имеет вид

$$\hat{S}_{ei}(j\omega) = \int_{-T/2}^{T/2} \hat{R}_{ei}(\tau)\, e^{-j\omega\tau} d\tau,$$

где оценка корреляционной функции $R_{ei}(t)$, вычисляется на конечном интервале измерения T, причем

$$\hat{R}_{ei}(\tau) = \frac{1}{T}\int_{0}^{T} e(t)\, i(t - \tau) dt.$$

Высокая точность определения искомых характеристик достигается в случае, когда входной сигнал составлен из набора гармоник, каждая из которых имеет целое число периодов на интервале измерения T [84].

При случайном входном сигнале, ввиду конечного интервала корреляции (τ),а также использования дискретных алгоритмов вычисления происходит снижение точности оценок. Получаемая в этих условиях оценка спектральной плотности не сходится к ее математическому ожиданию. Для преодоления этой особенности вводят процедуру сглаживания оценок спектральных плотностей, которая сводится к умножению $\hat{R}_{ei}(t)$ на некоторую весовую функцию, называемую корреляционным окном. Результат такой операции используют для получения оценок спектральных плотностей.

Настоящий метод нашел применение в ряде работ, в которых использовался случайный входной сигнал [25,46]. Он имеет такую же точность вычисления оценок, как и метод Фурье со сглаживанием оценок спектральных плотностей, выполняемый с помощью спектральных окон, если в обоих методах используются соответствующие друг другу окна.

2.3. Точность определения характеристик системы самолет - летчик

Анализ точности определения характеристик системы самолет - летчик должен предшествовать этапу экспериментальных исследований. Его результаты являются основой выбора условий проведения эксперимента, гарантирующих получение оценок характеристик требуемой точности. Они должны также указать причины вариабильности оценок. В рамках книги дать такой анализ для всех применяемых на практике методов не представляется возможным. Здесь приводится методика его проведения для наиболее часто используемого в экспериментальных исследованиях системы самолет - летчик метода коэффициентов Фурье. При этом, в качестве примера, рассмотрены оценки частотных характеристик описывающей функции замкнутой системы самолет - летчик $\Phi_e(j\omega_k)$ по сигналу ошибки слежения $e(t)$ и оценка спектральной плотности $S_{e_n e_n}(\omega_k)$ составляющей этого сигнала, возникающей от действия ремнанты $n_e(t)$.

2.3.1. Точность определения частотных характеристик

Так как процесс вычисления коэффициентов Фурье $a_e(\omega_k)$, $в_e(\omega_k)$ сигнала $e(t)$ происходит в условиях существования аддитивной помехи $e_n(t)$, то в результате получаются не точные значения коэффициентов, а их оценки. Они, в свою очередь, определяют оценку $\hat{\Phi}_e(j\omega_k)$ следующим образом:

$$\hat{\Phi}_e(j\omega_k) = \hat{a}_k - j\hat{в}_k,$$

где $\hat{a}_k = \hat{a}_e(\omega_k)/A_k$, $\hat{в}_k = \hat{в}_e(\omega_k)/A_k$.

Свойства оценок $\hat{a}_k$, $\hat{в}_k$. Пусть входное воздействие $i(t) = -\sum_{k=1}^{m} A_k \cos \omega_k t$. Учитывая, что $e(t) = e_i(t)+e_n(t)$, и применяя к $e(t)$

операцию фильтрации Фурье, для k-й частоты входного воздействия i(t) получим

$$\left.\begin{matrix}\hat{a}_k(T)\\ \hat{в}_k(T)\end{matrix}\right\} = \left\{\begin{matrix}a_k\\ в_k\end{matrix}\right\} + \frac{2}{A_k T}\int_0^T e_n(t)\left\{\begin{matrix}\cos\\ \sin\end{matrix}\right\}(\omega_k t)\,dt, \qquad (2.44)$$

где $\left.\begin{matrix}a_k\\ в_k\end{matrix}\right\} = \frac{1}{A_k}\left\{\begin{matrix}a_e\\ в_e\end{matrix}\right\}_k$, $\left\{\begin{matrix}a_e\\ в_e\end{matrix}\right\}_k = \frac{2}{T}\int_0^T e_i(t)\left\{\begin{matrix}\cos\\ \sin\end{matrix}\right\}(\omega_k t)\,dt$;

$\{a_e, в_e\}_k$ - значения коэффициентов Фурье сигнала ошибки слежения, которые получаются в отсутствии помехи $e_n(t)$.

Из выражения (2.44) следует, что оценки $\hat{a}_k$, $\hat{в}_k$, во-первых, зависят от продолжительности измерения T и, во-вторых, являются случайными величинами, свойства которых определяются характеристиками случайного процесса $e_n(t)$.

Как показано в главе 4, ремнанта может быть представлена случайным стационарным процессом, имеющим нулевое математическое ожидание и спектральные характеристики, определяемые фильтром первого порядка

$$W_{n_e}(p) = \frac{K}{1 + T_ф p}. \qquad (2.45)$$

Кроме того, учитывая, что математическое ожидание сигнала $n_e(t)$, а следовательно, и $e_n(t)$ равны нулю, получим следующие выражения для математического ожидания оценок (2.44):

$$M\left\{\begin{matrix}\hat{a}_k\\ \hat{в}_k\end{matrix}\right\} = M\left\{\begin{matrix}a_k\\ в_k\end{matrix}\right\} + \frac{2}{A_k T}\int_0^T M\{e_n(t)\}\left\{\begin{matrix}\cos\\ \sin\end{matrix}\right\}(\omega_k t)\,dt = \left\{\begin{matrix}a_k\\ в_k\end{matrix}\right\}.$$

Это означает, что оценки являются *несмещенными*.

Дисперсии оценок определяются из соотношений

$$\left.\begin{matrix}\sigma^2_{\hat{a}_k}\\ \sigma^2_{\hat{в}_k}\end{matrix}\right\} = M\left\{\begin{matrix}[\hat{a}_k(T)-a_k]^2\\ [\hat{в}_k(T)-в_k]^2\end{matrix}\right\} = M\left\{\left[\frac{2}{A_k T}\int_0^T e_n(t)\left\{\begin{matrix}\cos\\ \sin\end{matrix}\right\}(\omega_k t)\,dt\right]^2\right\} =$$

$$= \frac{4}{A_k^2 T^2} \int_0^T \int_0^T M\{e_n(u)e_n(v)\} \begin{Bmatrix}\cos\\ \sin\end{Bmatrix}(\omega_k u) \begin{Bmatrix}\cos\\ \sin\end{Bmatrix}(\omega_k v)\,du\,dv,$$

где $M\{e_n(u)e_n(v)\} = R_{e_n e_n}(v-u) = R_{e_n e_n}(\zeta)$ - корреляционная функция сигнала $e_n(t)$.

Для рассматриваемого здесь взаимодействия гармоники и шума в работе [34] получено выражение

$$\begin{Bmatrix}\sigma^2_{\hat{A}_k}\\ \sigma^2_{\hat{B}_k}\end{Bmatrix} = \frac{4}{A_k^2 T} \int_0^T R_{e_n e_n}(\zeta)\left\{(1-\frac{\zeta}{T})\cos(\omega_k\zeta) + \frac{1}{\omega_k T}\sin(\omega_k\zeta)\right\}d\zeta. \qquad (2.46)$$

Нетрудно показать, что если частоты $\{\omega_k\}$ составляют гармоническую последовательность, т.е. $\omega_k = n_k \frac{2\pi}{T}$, то интеграл от второго слагаемого в (2.46) обращается в нуль.

Далее, учитывая, что

$$S_{e_n e_n}(\omega) = 2\int_0^\infty R_{e_n e_n}(\zeta)\cos(\omega\zeta)d\zeta, \qquad (2.47)$$

при $T \gg \zeta_{кор}$ ($\zeta_{кор}$ - интервал корреляции случайного процесса $e_n(t)$), можно заметить, что с точностью до постоянного коэффициента интеграл в (2.46) представляет собой спектральную плотность $S_{e_n e_n}(\omega)$ на частоте $\omega = \omega_k$. Следовательно,

$$\sigma^2_{\hat{A}_k} = \sigma^2_{\hat{B}_k} = \frac{2}{A_k^2 T} S_{e_n e_n}(\omega_k). \qquad (2.48)$$

Рассмотрим случай, когда спектральная плотность $S_{e_n e_n}(\omega)$ определяется соотношением

$$S_{e_n e_n}(\omega) = |W_{e_n}(j\omega)|^2 |\Phi(j\omega)| S_{\xi\xi}, \qquad (2.49)$$

где W_{n_e} - формирующий фильтр; Ф - частотная характеристика замкнутой системы самолет - летчик, $S_{\xi\xi} = 1$ - спектральная плотность "белого шума".

Тогда выражение (2.48) с учетом (2.45) и (2.49) примет вид

$$\sigma^2_{\hat{a}_k} = \sigma^2_{\hat{B}_k} = \frac{2K^2}{A_k^2 T} \frac{|\Phi(j\omega_k)|^2}{1 + T_\phi^2 \omega_k^2}. \qquad (2.50)$$

Анализ полученного выражения показывает, что

значение уровня спектральной плотности ремнанты K^2 пропорционально влияет на точность оценок;

влияние характеристик замкнутой системы самолет - летчик будет наиболее значительным (при малом T_ϕ) в районе резонансного пика амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) $|\Phi(j\omega)|$, который, как известно, обычно располагается вблизи частоты среза ω_c разомкнутой системы самолет - летчик. Что касается средних и низких частот ($\omega_k < \omega_c$), то здесь $|\Phi(j\omega)| = 1$ и поэтому характеристики замкнутой системы практически не оказывают влияния на дисперсию оценок;

точность на больших частотах ($\omega_k > \omega_c$) повышается. Степень этого определяется постоянной времени T_ϕ формирующего фильтра ремнанты;

получение требуемой точности возможно путем соответствующего выбора условий эксперимента. Так увеличение его продолжительности T и/или мощности входного воздействия, пропорциональной A_k^2, приводит к повышению точности.

Уменьшения влияния резонансного пика в $|\Phi(j\omega)|$ на точность получаемых результатов можно достигнуть путем выбора частотного спектра входного воздействия, при котором частоты $\{\omega_k\}$ не назначаются вблизи предполагаемой частоты среза разомкнутой системы ω_c.

Для иллюстрации практического применения методики оценки точности определения характеристик системы самолет - летчик с помощью соотношения (2.50) был произведен расчет дисперсий амплитудной и фазовой частотных характеристик описывающей функции $\Phi_e(j\omega)$. При

этом использовалась известная модель описывающей функции разомкнутой системы самолет - летчик - модель "частоты среза"

$$W_{лс}(j\omega) = \frac{\omega_c}{j\omega} e^{-j\omega\tau_e} \text{ (см.гл.6).}$$

Здесь ω_c - частота среза системы; τ_e - постоянная времени запаздывания системы.

Используя разложение $e^{-j\omega\tau_e}$ в ряд Паде

$$e^{-j\omega\tau_e} \cong \frac{2 - j\omega\tau_e}{2 + j\omega\tau_e}$$

и связь

$$\Phi = \frac{W_{лс}}{1 + W_{лс}},$$

получим расчетную зависимость в виде

$$\left.\begin{matrix}\sigma^2_{\hat{a}_k} \\ \sigma^2_{\hat{B}_k}\end{matrix}\right\} = \frac{2K^2}{A_k^2 T} \frac{\omega_c^2\tau_e^2(4+\omega_k^2\tau_e^2)}{(1+T^2\omega_k^2)\{\omega_k^4\tau_e^4+\omega_k^2\tau_2^2[(2-\omega_c\tau_e)^2-4\omega_c\tau_e]+4\omega_c^2\tau_e^2\}}. \quad (2.51)$$

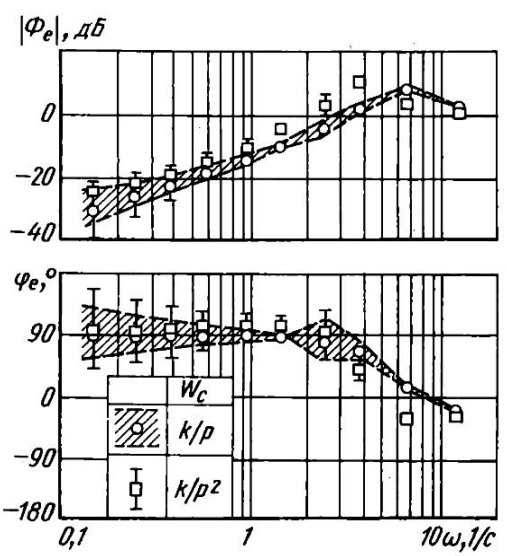


Рис.2.10. Разброс оценок АФЧХ замкнутой системы самолет - летчик

Результаты расчетов с использованием этого соотношения представлены на рис. 2.10, где изображены точные значения частотных характеристик $\Phi_e(j\omega_k)$ и их разбросы в 1σ для значений $\{A_k, \omega_k\}$, τ_e, ω_c, K^2, взятых из работы [18]. Видно, что с увеличением астатизма передаточной функции объек-

та управления и соответствующего роста уровня ремнанты происходит увеличение разбросов оценок амплитудно- фазовой частотной характеристики (АФЧХ).

Используя полученные результаты, а также известную методику [28], нетрудно провести расчет доверительных интервалов.

2.3.2. Точность определения спектральной плотности ремнанты

Для решения этого вопроса рассмотрим свойства оценки $\hat{S}_{e_n e_n}(\omega_k)$.

Выражение математического ожидания ее имеет вид (см.(2.40))

$$M\{\hat{S}_{e_n e_n}\} = \frac{T}{4\pi(Q-1)} M\{P'-P\}, \qquad (2.52)$$

где $P' = P_{\delta\omega_2}$; $P = P_{\delta\omega_1}$.

Так как анализ проводится для частоты ω_k в приводимых здесь выкладках индекс k опускается.

Учитывая, что коэффициенты Фурье сигнала e(t) представляют собой сумму коэффициентов его составляющих $e_i(t)$ и $e_n(t)$, т.е.

$$a_m = a_{i_m} + a_{n_m}, \quad в_m = в_{i_m} + в_{n_m},$$

а также то, что коэффициенты Фурье a_{i_m}, $в_{i_m}$ одинаковы на всех Q отрезках, после преобразований можно получить

$$P' - P = \frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}(a_{n_m})^2 - \left[\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}a_{n_m}\right]^2 +$$

$$+ \frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}(в_{n_m})^2 - \left[\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}в_{n_m}\right]^2. \qquad (2.53)$$

Здесь индекс m означает m-й отрезок продолжительности T'.

Далее, с учетом независимости случайных величин a_n и $в_n$ [30] и статистической эквивалентности их оценок: $M\left\{\begin{matrix} a_n \\ в_n \end{matrix}\right\} = 0$, $\sigma^2_{a_n} = \sigma^2_{в_n}$, а также полагая, что коэффициенты на различных отрезках m (m = 1,Q) некоррелированы между собой, можно получить следующее выражение математического ожидания разности P′- P (индекс n в дальнейшем опускается)

$$M\{P'- P\} = 2\,\frac{Q-1}{Q}\,\sigma^2_a . \qquad (2.54)$$

Подставляя в это соотношение выражение $\sigma^2_{a_m}$, которое на основании (2.48) принимает вид $\sigma^2_{a_m} = \frac{2}{T/Q}\,S_{e_n e_n}(\omega_k)$, а затем полученный результат в (2.54), получим

$$M\{\hat{S}_{e_n e_n}\} = S_{e_n e_n}(\omega_k).$$

Отсюда следует, что оценка $S_{e_n e_n}(\omega_k)$ ***несмещенная***. Ее дисперсия определяется следующим выражением:

$$D\{\hat{S}_{e_n e_n}\} = \left(\frac{T}{4\,(Q-1)}\right)^2 D\{P'- P\}. \qquad (2.55)$$

Получим выражение D{P′-P} с учетом того, что разность оценок мощности сигнала P′-P представляет собой сумму функций случайных независимых аргументов a_m и $в_m$ соответственно. Эти функции являются также независимыми и, как и их аргументы, статистически эквивалентными. Поэтому, рассмотрим только дисперсию первой функции, а вклад от второй учтем в конечном результате. Итак, обозначая $a = \frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q} a_m$, имеем

$$D\left\{\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}(a_m)^2 - a^2\right\} =$$

$$= \left\{\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}(a_m)^2\right\} + D\left\{\left[\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}a_m\right]^2\right\} + 2k_{12}, \qquad (2.56)$$

где k_{12} - корреляционный момент слагаемых.

По предположению коэффициенты $\{a_m\}$ являются независимыми гауссовскими случайными величинами с нулевым математическим ожиданием и дисперсией $D\{a_m\} = \sigma^2_{a_m}$. Тогда $\sum_{=1}^{Q}\bar{a}^{-2}_m$, где $\bar{a}_m = a_m/\sigma_{a_m}$, распределена по закону χ^2 с Q степенями свободы и, следовательно,

$$D\left\{\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}(a_m)^2\right\} = \frac{\sigma^4_{a_m}}{Q^2} D\left\{\sum_{m=1}^{Q}\bar{a}^{-2}_m\right\} = \frac{\sigma^4_{a_m}}{Q^2} 2Q = 2\frac{\sigma^4_{a_m}}{Q};$$

$$D\left\{\left[\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}a_m\right]^2\right\} = D\{a^2_m\} = \sigma^4_{a_m} D\{\bar{a}^{-2}_m\} = \sigma^4_{a_m} 2 \text{ или,}$$

раскрывая $\sigma^2_{a_m} = \frac{1}{Q^2}\sum_{m=1}D\{a_m\} = \sigma^2_{a_m}\frac{1}{Q}$, получим

$$D\left\{\left[\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}a_m\right]^2\right\} = 2\frac{\sigma^4_{a_m}}{Q^2}.$$

Корреляционный момент определяется как

$$k_{12} = M\left\{\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}a^2_m(-a^2)\right\} - M\left\{\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}a^2_m\right\} M\{-a^2\}.$$

После преобразований выражений в правой части этого равенства, с учетом предположения о независимости случайных величин $\{a_m\}$, получим

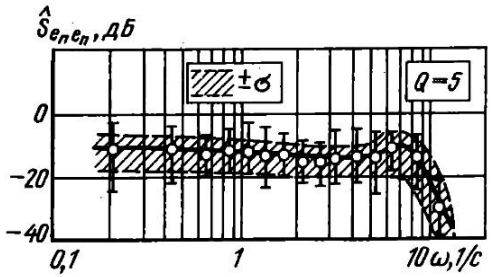


Рис.2.11. Разброс оценки спектральной плотности ремнанты

$$k_{12} = -2\frac{\sigma_{a_m}^4}{Q^2}.$$

Подстановка полученных соотношений в (2.56) дает следующее выражение:

$$D\left\{\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}(a_m)^2 - \left[\frac{1}{Q}\sum_{m=1}^{Q}a_m\right]^2\right\} = 2\frac{Q-1}{Q^2}\sigma_{a_m}^4.$$

Или, с учетом вклада от второй функции в выражении (2.55), получаем

$$D\{P'-P\} = 4\frac{Q-1}{Q^2}\sigma_{a_m}^4.$$

Окончательно выражение (2.55) принимает вид

$$D\{\hat{S}_{e_n e_n}\} = \frac{1}{Q-1}S_{e_n e_n}^2(\omega_k). \qquad (2.57)$$

Анализ этого выражения показывает, что рассмотренный метод коэффициентов Фурье позволяет получать выборочную ***сглаженную*** оценку $\hat{S}_{e_n e_n}(\omega_k)$, степень повышения точности которой определяется используемым в эксперименте числом Q деления полного интервала измерения T. На рис.2.11 приведено сравнение аналитических оценок $\hat{S}_{e_n e_n}$ с результатами статистического моделирования.

Глава 3

ПОКАЗАТЕЛИ ПСИХОФИЗИОЛОГИЧЕСКОЙ РЕАКЦИИ ЛЕТЧИКА

3.1. Показатели психофизиологической загрузки

К показателям психофизиологической загрузки относят:

уровень адаптации летчика к переменным задачи;

уровень внимания летчика, уделяемого выполняемой задаче управления, называемый в дальнейшем уровнем загрузки внимания.

И те и другие получаются как результат сопоставления измеряемых в эксперименте и эталонных характеристик.

Уровень адаптации. Показатели этой группы определяют степень отличия получаемых характеристик управляющих действий летчика (как правило, их описывающей функции) от характеристик, соответствующих простейшему типу действий.

Из результатов, приведенных в гл.4 и 6 следует, что описывающая функция, соответствующая простейшему типу действий летчика в задаче одноконтурного компенсаторного слежения определяется выражением вида $W_{л}(j\omega) = K_{л} e^{-j\omega\tau}$. Эта модель, как эталонная, может быть использована для построения показателей загрузки. Одним из них является взвешенная сумма

$$J = \sum_{k=1}^{N} a_k (Im^{э}_k - Im^{*}_k)^2 + \beta_k (Re^{э}_k - Re^{*}_k)^2, \qquad (3.1)$$

где Im_k, Re_k - действительные и мнимые части частотной характеристики действий летчика; индекс (*) - означает "эталонная модель"; индекс (э) - "эксперимент"; a_k и β_k - весовые коэффициенты; k - номер частоты.

Считается, что чем больше различие сравниваемых характеристик, тем сложнее действия летчика в процессе выполнения задачи. Входящие в выражение (3.1) весовые коэффициенты должны выбираться с учетом ряда факторов, важнейшим из которых является тип коррекции, вводимой летчиком.

Известно, что при введении летчиком опережающих действий, когда он вынужден реагировать на воспринимаемую (или вычисляемую) производную стимула, сопровождающее этот процесс увеличение психофизиологической загрузки проявляется особенно сильно. В связи с этим в качестве характеристик уровня адаптации широко используют постоянную времени опережения T_L модели управляющих действий летчика (6.7), приведенной в гл.6. Для получения значений T_L необходимо провести процедуру аппроксимации экспериментальной частотной характеристики моделью заданной структуры.

Уровень внимания летчика. Представление процесса пилотирования с помощью одноконтурной системы самолет - летчик в определенной степени условно, так как помимо основной задачи летчик всегда выполняет одновременно ряд других дополнительных (побочных) задач, уделяя им часть своего внимания. Все эти задачи можно разбить на две группы: связанные, как и основная, с процессом непрерывного управления (задачи группы А) и непосредственно не связанные с пилотированием (задачи группы Б). К первой группе задач относится, например, стабилизация положения самолета в боковой плоскости при управлении углом тангажа или высотой полета. Примерами задачи группы Б являются: переговоры по радио, определение навигационных координат, включение или выключение тех или иных тумблеров, наблюдение за местностью и т.д. Очевидно, что чем сложнее процесс управления в основном контуре, вызванный усложнением динамики объекта управления или увеличением ширины спектра входного сигнала, тем меньше внимания летчик может уделять другим дополнительным задачам, снижая качество их выполнения.

Эти выводы лежат в основе общего подхода к оценке уровня загрузки внимания летчика, определяемой по показателям сложности побочной задачи, достигаемым при заданном уровне качества слежения в основном контуре. Для побочной задачи используются аналоги задач группы А или Б. В одной из них, аналоге задач группы Б, летчик должен выполнять отдельные логические операции, вычисления или простейшие действия, типа включения кнопок, при подаче световых или звуковых сигналов. За показатель загрузки здесь принимают про-

цент правильно выполненных операций, показатели информационного потока, перерабатываемого в побочной задаче и другие.

Аналогом задачи группы А является компенсаторное слежение в дополнительном независимом контуре управления. Усложнение процесса управления в нем (достигаемое изменением одного из динамических параметров объекта управления λ) при одновременном требовании выполнения основной задачи с необходимой точностью приводит к увеличению загрузки внимания летчика. Задание вполне определенного уровня точности выполнения основной задачи позволяет экспериментально определить соответствующее ему значение параметра $\lambda = \lambda_s$, отражающее по сути загрузку внимания летчика в основном контуре. Сопоставление этой величины с максимальным значением $\lambda = \lambda_c$, при котором происходит потеря устойчивости в дополнительном замкнутом контуре управления и полученным при выполнении лишь одной побочной задачи, дает показатель уровня загрузки внимания $\lambda_n = \lambda_s/\lambda_c$.

Выбор передаточной функции объекта управления $W_{c_2} = f(\lambda)$ в дополнительном контуре должен удовлетворять следующим требованиям:

минимального разброса результатов от эксперимента к эксперименту, от летчика к летчику;

широкого диапазона изменения параметра λ, достаточного для охвата всех случаев загрузки летчика в основном контуре от минимального до максимального;

высокой чувствительности показателя λ_n к изменениям исследуемых переменных в основном контуре;

возможности реализации достаточно простой автоматизированной процедуры измерения λ и получения λ_s;

зависимости максимального значения λ_c от параметров модели описывающей функции летчика, которые определяют ограничения его возможностей (запаздывание реакции и уровень вводимого шума).

Этим требованиям отвечает объект управления, имеющий передаточную функцию $W_{c_2}(p) = \lambda/(p - \lambda)$. Управление им в одноконтурной системе сопровождается низким уровнем вносимого летчиком шума ($\bar{S}_{n_e n_e} \cong$ -25 - 27 дб), что гарантирует малые разбросы измеряемых

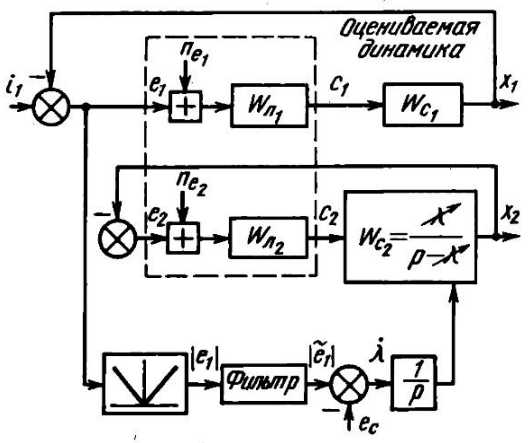


Рис.3.1. Вычисление показателя загрузки внимания летчика

показателей. Возможные значения λ_n охватывают весь диапазон уровней загрузки внимания летчика в основном контуре от минимального, при котором $\lambda_n \cong 1$ ($\lambda_s \cong \lambda_c$) до максимального, когда все внимание летчика уделяется основной задаче. В этом случае $\lambda_n = 0$. Показатель λ_n также достаточно чувствителен к переменным задачи в основном контуре (см.гл.4).

Процесс вычисления корня λ_n в экспериментальных исследованиях может быть легко автоматизирован, например, в соответствии со структурной схемой, представленной на рис.3.1 [69]. Здесь отфильтрованная ошибка слежения в основном контуре $|\bar{e}_1(t)|$ сравнивается с заданным для нее уровнем e_c. Уменьшение этой разницы приводит к снижению темпа нарастания параметра λ, а при равенстве ее нулю достигается установившееся значение λ_s.

Максимально достижимое значение $\lambda = \lambda_c$ в значительной степени определяется параметрами психофизиологических ограничений летчика. Покажем это, используя "σ-критерий" (6.21) и представляя частотную характеристику разомкнутой системы самолет - летчик в дополнительном контуре зависимостью $W_{лс}(j\omega) = k/(j\omega-\lambda)\, e^{-j\omega\tau}$, достаточно хорошо аппроксимирующей экспериментальные данные в районе частоты среза, а также учитывая, что

в рассматриваемом случае согласно (6.16) $\bar{S}_{n_e n_e} = \pi K_{n_e}$, где $K_{n_e} = P_0/(1-\delta f)$.

Приближенное выражение частотной характеристики замкнутой системы, получаемое путем замены звена запаздывания его разложением в ряд Паде с сохранением только первого члена разложения, имеет вид

$$\Phi(j\omega) = \frac{k[1 - \frac{\tau}{2}(j\omega)]}{\frac{\tau}{2}(j\omega)^2 + [1 - \frac{\tau}{2}(k+\lambda)]j\omega + (k-\lambda)}. \qquad (3.2)$$

Подставляя (3.2) в (6.21), после несложных преобразований можно получить следующее выражение для максимально допустимого значения:

$$\lambda_{max} = \frac{1}{\tau} - \frac{K_{n_e}\pi k^2}{4} - \frac{1}{\tau}\sqrt{\left[1 - K_{n_e}\pi k^2 \frac{\tau}{4}\right]^2 - 4k\frac{\tau}{2}\left[\left[1 - k\frac{\tau}{2}\right] - \frac{K_{n_e}\pi k}{2}\left[k\frac{\tau}{2}+1\right]\right]} \qquad (3.3)$$

Отсюда видно, что максимально возможное значение λ_{max}, при котором происходит потеря устойчивости в дополнительном контуре системы самолет - летчик, определяется параметрами психофизиологических ограничений τ, K_{n_e}, а также коэффициентом усиления разомкнутой системы k.

Анализ зависимости $\lambda_{max} = f(k)$ показывает, что она имеет максимум λ^*_{max}, определяющий искомое значение $\lambda_c = \lambda^*_{max}$. Подстановка в (3.3) значений $\tau = 0{,}126$ (с), $P_0 = 0{,}003$, полученных из обработки результатов экспериментов, выполненных высокотренированными операторами при значениях λ близких, но несколько меньших λ_c, а также введение предположения, что все внимание летчика сосредоточено на задаче слежения $\delta f = 0$ дает величину $\lambda_c = 5{,}8$ (1/с). Она практичес-

ки совпадает с теми значениями (λ_c = 5,8 - 5,9 (1/с)), при которых при моделировании задачи на пилотажном стенде начинался срыв устойчивого процесса слежения. Это значение несколько меньше того, которое получается по критерию Гурвица ($\lambda_c = 1/\tau$). Из формулы (3.3) видно, что увеличение τ или уменьшение доли внимания, уделяемой рассматриваемой задаче, происходящее при росте δf, приводит к уменьшению λ_c.

3.2. Субъективная оценка летчиком свойств процесса управления

3.2.1. Общая характеристика способов оценок процесса пилотирования на основе мнения летчика

Реализуя процесс пилотирования, летчик всегда формирует о нем свое мнение. При этом он учитывает следующие основные факторы: соответствие воспринимаемых фазовых координат требуемым значениям (качество управления), величины перемещений рычагов управления и усилий (физическая работа), сложность вводимой коррекции воспринимаемой информации (психофизиологические затраты). Свое мнение о свойствах процесса пилотирования, которые часто определяют в терминах пилотажных характеристик, летчик может выразить в виде тех или иных суждений, оценок, которые достоверно отражают процесс пилотирования. Такие оценки могут быть значительно информативней и изменяться в более широком диапазоне при вариации исследуемого параметра, чем объективно измеряемые показатели. В связи с этим метод опроса летчика с целью получения его субъективной оценки получил в авиации широкое распространение.

Для того чтобы можно было сравнивать мнения летчиков, необходимо иметь одинаковый словарь суждений или одинаковую систему опроса мнения. Для этой цели создаются специализированные шкалы, являющиеся способом количественного измерения пилотажных свойств самолета с помощью мнения летчика. Оценка по шкале (S) по существу является мерой соответствия характеристик самолета управляющим возможностям летчика, а их числовое значение (баллы) - единицами измерения пилотажных свойств самолета.

Шкалы пилотажных оценок уже давно используются в стендовых и летных экспериментах для отработки пилотажных характеристик создаваемых самолетов и для оценки их пригодности к эксплуатации. Имеющиеся данные по оценкам летчика при различных характеристиках самолета служат основным источником знаний о влиянии таких характеристик на пилотажные свойства, которые необходимы для решения как практических, так и научных задач по развитию методов анализа и обеспечения устойчивости и управляемости самолетов.

Широкое использование шкал пилотажных оценок обусловлено прежде всего тем, что они позволяют получить комплексную оценку, включающую в себя широкий круг показателей системы самолет - летчик. Общепризнанность шкальных оценок летчика является причиной их использования в качестве критерия в одном из методов математического моделирования, так называемого метода "бумажный летчик" (см.гл.6).

Известны и другие способы оценки управляемости, которые в некоторых отношениях имеют определенные преимущества перед шкалами. Например, свободная беседа с летчиком или анализ процессов пилотирования, в отличие от шкал, позволяют выявить новые особенности самолета и детально в них разобраться. Но только с помощью шкал можно получить окончательный и количественный (в виде баллов) ответ на главный вопрос исследований устойчивости и управляемости - в какой степени самолет пригоден к эксплуатации. Вместе с тем шкалы относительно просты в применении, не нуждаются в аппаратуре для регистрации и анализа данных; оценки по шкалам наглядны и оперативно получаются в ходе эксперимента.

Из всех типов шкал в исследованиях системы самолет - летчик используют шкалу порядка и интервалов. В первой из них числа, приписываемые объектам, служат не только для отличия объектов, но и для их упорядочения по какому-либо признаку. Числовые оценки здесь можно сравнить по величине: $a > в$ или $a < в$; при этом если $a > в$ и $в > c$, то $a > c$. Операции сложения, вычитания, умножения и деления с оценками по шкалам порядка, а следовательно, вопросы насколько или во сколько раз различаются оцениваемые объекты, лишены смысла. Простейший пример шкалы порядка - школьная система оценок. При исследованиях пилотажных свойств самолета широкое распространение получила шкала Купера-Харпера [7,43], являющаяся шкалой порядка. Получаемые с ее помощью оценки S обозначаются PR. К этому типу шкал относятся также специализированные шкалы, предназначенные для оценки критичности отказов и тенденции самолета к колебаниям, индуцируемым летчиком.

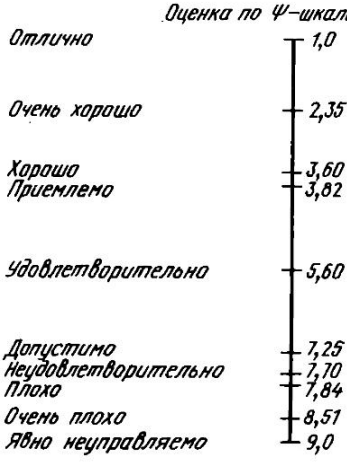


Рис.3.2. ψ-шкала

Числа, приписываемые по шкале интервалов, указывают не только на порядок объектов, но и на расстояние между ними. Такие числа можно осреднять, вычитать, однако их нельзя умножать и делить (примером является температурная шкала Цельсия).

Для получения интервальной оценки $S = \psi$, применяемой в ряде работ [4,64] при исследованиях системы самолет - летчик, используется так называемая Ψ-шкала. На рис.3.2 приведен вариант такой шкалы, полученной путем предварительной ранжировки летчиками - экспертами предложенных им фраз, характеризующих свойства процесса управления, и последующей математической обработки результатов по модели Терстоуна. Связь оценок, получаемых по шкале Купера-Харпера PR, с Ψ-шкалой имеет вид

$$\Psi = 3{,}41 \ln PR + 1{,}34.$$

В отечественной литературе [7], [10] приводится целый ряд порядковых шкал пилотажных оценок, различающихся по структуре построения, используемым критериям и количеству баллов. Применение различных шкал порождает значительные трудности в понимании и сопоставлении результатов, полученных в различных работах, в накоплении статистических данных по управляемости самолетов. Устранить эти трудности можно, если в различных видах исследований использовать единую шкалу пилотажных оценок и единую методику их применения.

3.2.2. Единая шкала пилотажных оценок и методика ее применения

За основу единой шкалы пилотажных оценок целесообразно принять шкалу Купера-Харпера. Эта шкала принята в качестве основной во многих странах мира. В отличие от всех других шкал она апробирована многолетним опытом применения в самых различных видах исследований.

В нашей стране шкала Купера-Харпера не получила преимущественного применения вследствие отличий в традиционной терминологии, некоторых недостатков этой шкалы и отсутствия в отечественной литературе пояснений и рекомендаций по методике ее применения. Уточненная с учетом этих обстоятельств шкала пилотажных оценок приведена на рис.3.3. Она представляет собой таблицу, в которой в порядке ухудшения расположены определенные суждения летчика о пилотажных свойствах самолета. Они разделяют весь диапазон пилотажных свойств на 10 градаций качества. Эти суждения представляют собой определения различных степеней управляемости самолета. Каждому из них присвоено число (пилотажная оценка или балл), возрастающее по 10-балльной системе (и убывающее по 5-балльной системе) по мере ухудшения пилотажных свойств. Шкала содержит также вопросы, ответы на которые помогают оценивать пилотажные свойства самолета. Кроме того, в ней помещен индекс, изображаемый на обычной линейке, который в данном случае означает возможность использования дробных оценок. Используется как бы локальная Ψ-шкала, по краям которой помещены целочисленные оценки с их соответствующими словесными определениями.

Оценка пилотажных свойств самолета по данной шкале производится следующим образом. С помощью ответов "да" и "нет" на вопросы, помещенные в шкале, устанавливается принадлежность пилотажных свойств исследуемого самолета либо к градации с оценкой PR = 10 (самолет неуправляем), либо к одной из трех областей, каждая из которых содержит по три рядом стоящие градации управляемости. В рамках каждой из этих областей пилотажная оценка получается выбором соответствующего суждения об управляемости. В случае затруднений однозначного выбора летчику представляется возможность выставления дробной оценки.

Под ЛА (летательным аппаратом) в шкале подразумевается любой пилотируемый объект управления (самолет, вертолет, воздушно-космическая система).

При использовании данной шкалы, как видно, летчик должен оценивать пилотажные свойства по следующим критериям:

недостатки самолета, под которыми понимаются любые особенности самолета, обращающие на себя внимание летчика при пилотировании;

загрузка летчика по компенсации недостатков самолета - это мера дополнительных умственных и физических усилий, затрачиваемых летчиком на преодоление недостатков с целью достижения требуемого качества управления (дополнительная к той загрузке, которая опреде-

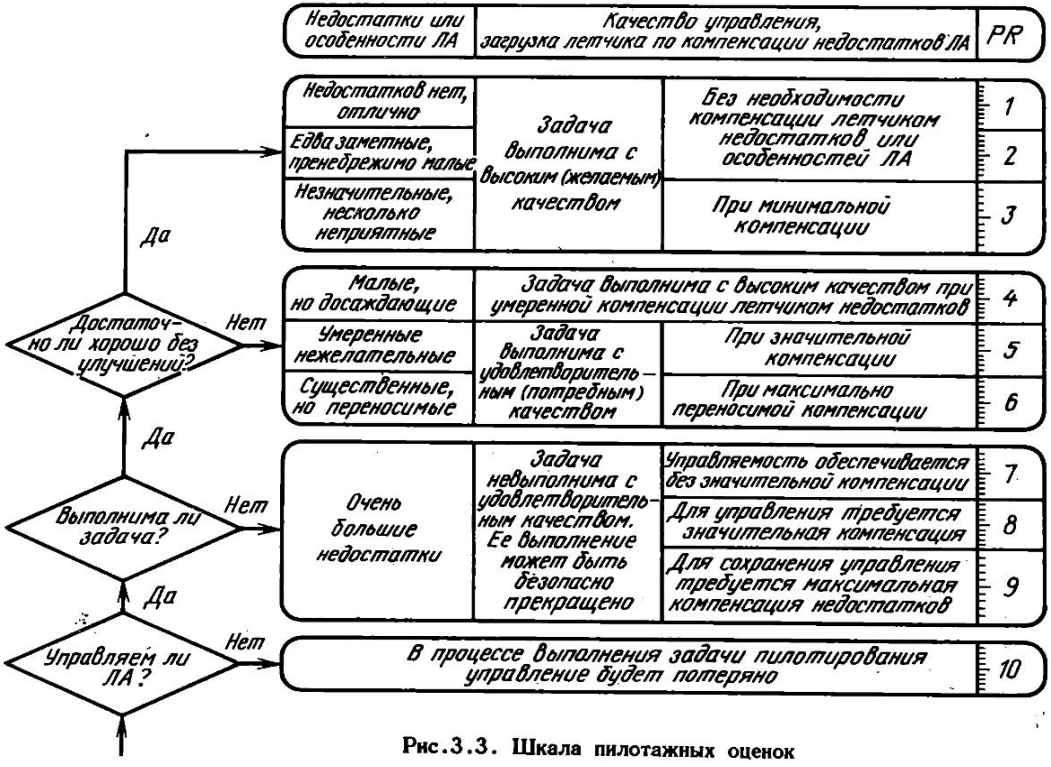


Рис.3.3. Шкала пилотажных оценок

ляется только спецификой задачи, т.е. которую летчику приходится испытывать в процессе выполнения задачи при полном отсутствии недостатков у самолета);

управляем ли самолет и каково качество выполнения задачи пилотирования, под которым обычно понимается точность выдерживания параметров движения самолета в пределах, задаваемых условиями задачи или расцениваемых летчиком как приемлемые для выполнения рассматриваемой задачи.

Эти критерии не зависят от класса самолета и рассматриваемой задачи, взаимосвязаны и дополняют друг друга. Например, суждение о значительности недостатка зависит от уровня загрузки летчика по компенсации этого недостатка и от качества управления, которое в конечном итоге достигается.

Рассматриваемая шкала обладает следующими свойствами, которые необходимо иметь в виду при ее использовании.

1. Оценка пилотажных свойств по данной шкале производится применительно к конкретной задаче пилотирования. Задача пилотирования - это совокупность:

задания летчику с указанием методики и цели (или точности) его выполнения (в том числе указываются вспомогательные операции, которые должен выполнять летчик - радиосвязь, навигационные вычисления и т.п.);

режима полета и конфигурации самолета (положение закрылков, шасси, наличие отказов и т.п.);

условий, в которых совершается полет (условия видимости, турбулентность).

Летчик может оценить пилотажные свойства самолета без домысла только для конкретной рассматриваемой в эксперименте задачи пилотирования. Поэтому условием корректного использования шкалы является четкая формулировка рассматриваемой задачи пилотирования летчику.

2. Шкала может использоваться в любых задачах пилотирования и во всех видах исследований, в которых необходимо получение обобщенной оценки пилотажных свойств самолета. Это свойство шкала имеет благодаря тому, что используемые в ней понятия являются общими для различных самолетов и задач пилотирования.

3. Оценка по шкале носит абсолютный, а не относительный характер. Это означает, что летчик не должен сравнивать исследуемый самолет с прототипом, а должен оценивать самолет по указанным в шкале общим для различных условий критериям. Если бы давалась отно-

сительная оценка, то летчики использовали бы различные прототипы и поэтому такие результаты были бы несовместимыми и трудно интерпретируемыми. Более того, получение относительной оценки было бы невозможно для новых самолетов и задач пилотирования, не имеющих аналогов для сравнения.

4. Шкала является полной в том смысле, что она позволяет оценить всю совокупность возможных пилотажных характеристик - от идеальных до полностью неуправляемых. Использование десяти основных градаций качества пилотажных свойств самолета, которые выражены в шкале словами, как показывает опыт, является рациональным. Уменьшение их количества снизило бы информативность результатов, получаемых с помощью шкалы. Введение большего количества градаций управляемости, имеющих словесное определение, затруднило бы использование шкалы.

5. Условно можно считать, что оценки по шкале обладают свойством непрерывности, так как за счет введения индекса, изображающего линейную шкалу, она позволяет использовать дробные (непрерывные) оценки. Целесообразность использования непрерывных оценок согласуется с положением известной работы [19], согласно которому "элементами мышления человека являются не числа, а элементы некоторых нечетких множеств или классов объектов, для которых переход от "принадлежности" к классу "непринадлежности" не скачкообразен, а непрерывен". Опыт работы со шкалами также показывает, что летчики способны различать более мелкие градации управляемости, чем 10 градаций, выраженных словесными определениями, и что использование дробных оценок часто позволяет получить более точный результат. Введение дробных оценок полезно также и потому, что это позволяет работать с пилотажными оценками как с непрерывными величинами: строить непрерывные кривые на графиках, находить дробную итоговую оценку и т.п.

6. Рассматриваемая шкала представляет собой шкалу порядка. Поэтому над оценками можно производить все операции, которые можно производить над числами в шкалах порядка.

7. В некоторых отношениях рассматриваемая шкала имеет и свойства интервальной шкалы. В частности, в следующем разделе будет показано, что в качестве приближенной итоговой оценки можно использовать среднеарифметическое значение полученной в эксперименте совокупности оценок, а это по существу означает возможность выполнения операции сложения, которая предусматривается только шкалами интервалов и отношений.

3.2.3. Статистические свойства пилотажных оценок

Совокупность пилотажных оценок, получаемых при повторении опытов в одинаковых условиях даже с одним летчиком, неизбежно имеет разброс. Случайный характер получаемых пилотажных оценок обусловлен многими факторами. К их числу относится изменчивость психофизиологического состояния летчика (в результате тренировки, усталости, изменения чувствительности органов восприятия, самочувствия, смены настроения, точки зрения и т.п.), ошибки и неоднозначность реакции летчика на одну и ту же летную ситуацию, качественный характер понятий, используемых в шкале пилотажных оценок и т.п. Разброс оценок настолько закономерен, что в тех случаях, когда при повторении опытов оценки оказываются одинаковыми, можно говорить о недостаточной тщательности проведения эксперимента, например, о неучете того факта, что летчик может запомнить особенности оцениваемого самолета и выставленную им оценку в предыдущих опытах.

Разброс пилотажных оценок характеризуют экспериментальные данные, представленные на рис.3.4 и 3.5. На рис.3.4 представлены данные по разбросу пилотажных оценок, полученные с одним летчиком при моделировании на пилотажном стенде захода на посадку самолета с

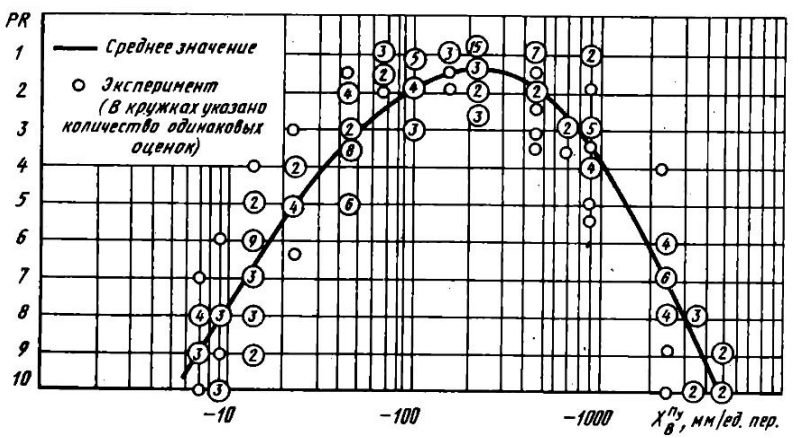


Рис.3.4. Пилотажные оценки, полученные при повторении опытов с одним летчиком

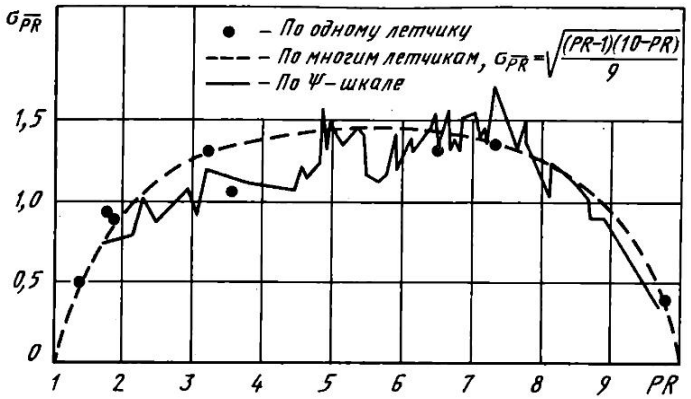


Рис.3.5. Среднеквадратические отклонения пилотажных оценок от их средних значений

различными величинами чувствительности управления $X^{п}_{в}{}^{у}$. Для того чтобы исключить запоминание выставленной оценки в предыдущих опытах, а также для учета различных факторов, влияющих на разброс оценок, эти эксперименты проводились на протяжении многих месяцев в промежутках между другими близкими по характеру экспериментами. Для исключения возможного влияния экспериментатора на мнение летчика, последний выставлял оценку самостоятельно, без общения с экспериментатором. На рис.3.5 приведены величины среднеквадратических отклонений полученных пилотажных оценок в зависимости от их среднего значения. Здесь же помещены данные работы [47] по разбросу оценок, полученных с группой спортсменов-планеристов, и данные работы [64] (с учетом связи оценок по Ψ-шкале и шкале Купера-Харпера), в которой 63 летчика размещали по Ψ-шкале 63 словесных определения различных градаций управляемости. Эти данные показывают следующее.

Разбросы пилотажных оценок при повторении опытов с одним летчиком практически совпадают с разбросами оценок, полученных с группой летчиков одинаковой специализации. Среднеквадратические величины разбросов пилотажных оценок зависят от положения на шкале и среднего арифметического значения $\overline{PR}$. Эта зависимость достаточно хорошо описывается соотношением

$$\sigma_{\overline{PR}} = \sqrt{\frac{(\overline{PR}-1)(10-\overline{PR})}{9}}. \qquad (3.4)$$

В центральной части шкалы среднеквадратическое отклонение пилотажных оценок достигает 1,4 балла. По мере приближения средней оценки к краям шкалы разбросы оценок уменьшаются вплоть до 0. То обстоятельство, что разбросы пилотажных оценок по 10-балльной шкале (имеющей 10 словесных определений градаций управляемости) совпадают с разбросами распределения летчиками по Ψ-шкале 63 словесных определений различных градаций пилотажных свойств, дает основание предполагать, что увеличение в шкале оценок количества словесных определений градаций пилотажных свойств сверх 10 не приводит к повышению точности получаемых результатов.

Отметим, что рассмотренные данные получены в экспериментах, в которых в одной серии опытов летчикам приходилось оценивать управляемость самолетов с широким диапазоном пилотажных характеристик: от оптимальных до неуправляемых. В таких экспериментах из-за влияния на оценку летчика условий проведения предыдущего опыта обычно реализуется наибольший разброс оценок. Поэтому приведенные данные, по-видимому, характеризуют максимально возможный разброс оценок летчика по 10-балльной шкале. Если же заведомо известно, что характеристики соответствуют определенному уровню управляемости, например близки к оптимальным, то разброс оценок вероятно может быть меньшим.

Статистические свойства случайной величины полностью описываются законом распределения ее вероятностей. Анализ различных экспериментальных данных показывает, что распределение вероятностей целочисленных пилотажных оценок, получаемых как с одним летчиком, так и с группой, достаточно хорошо описывается законом, вид которого соответствует известному биномиальному закону

$$P(PR) = C_9^{PR-1} P^{PR-1}(1 - P)^{10-PR}, \qquad (3.5)$$

где $P = \frac{\bar{PR} - 1}{9}$ - свободный параметр; $C_9^{PR-1} = \frac{9!}{(PR-1)!(10-PR)!}$ - число сочетаний из 9 элементов по (PR - 1) элементу.

Это подтверждается сопоставлением законов распределения вероятностей, рассчитанным согласно (3.5) и определенным по экспериментальным данным, представленным на рис.3.6, а также тем фактом, что из этого закона следует соотношение (3.4) для среднеквадратических отклонений оценок от их средних величин, которое достаточно хорошо согласуется с различными экспериментальными данными.

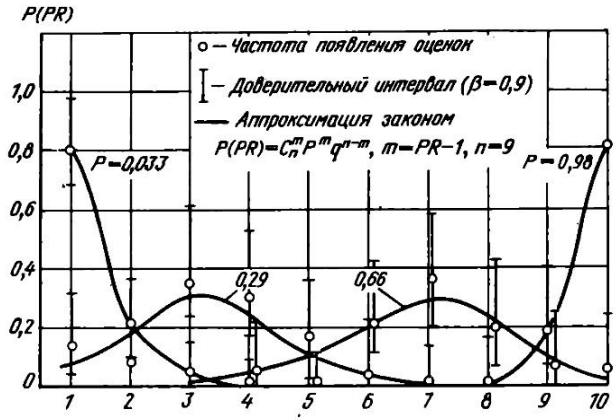


Рис.3.6. Закон распределения пилотажных оценок

Как уже отмечалось, усреднение оценок, т.е. использование в качестве результирующей оценки среднеквадратического значения для шкал порядка, какой является шкала пилотажных оценок, строго говоря лишено смысла. В качестве итоговой оценки по шкалам порядка в теории измерений принято использовать медиану. Напомним, что медианой случайной величины называется такое ее значение PR, для которого

$$F(PR) = 0,5,$$

где F - функция распределения пилотажных оценок.

Анализ экспериментальных данных, представленных на рис.3.4, а также закона распределения (3.5) показывает, что максимальное отличие медианы от среднеарифметического значения пилотажных оценок незначительно: не более 0,3 балла. Поскольку распределение пилотажных оценок описывается биномиальным, т.е. несимметричным законом, а при таком законе медиана отличается от среднеарифметического значения, то возникает вопрос - чем можно объяснить незначительное их отличие для пилотажных оценок. Это объясняется тем, что в центральной части шкалы распределение оценок близко к симметричному, а по краям шкалы, хотя распределение оценок и несимметрично, мал сам разброс пилотажных оценок. Таким образом, данное обстоятельство дает основание в качестве приближенной величины итоговой оценки использовать вместо медианы более привычную характеристику - среднеарифметическое значение.

Как известно, точность и надежность получаемой итоговой оценки в зависимости от объема экспериментов характеризует доверительный интервал J, т.е. интервал, который с заданной доверительной вероятностью β покрывает оцениваемый параметр. В данном случае оцениваемый параметр - это математическое ожидание $\overline{PR}$ пилотажных оценок, а его приближенной величиной является среднеарифметическое значение $\overline{PR}^*$. Для определения нижней $\overline{PR}^*_H$ и верхней $\overline{PR}^*_B$ границ доверительного интервала принято считать интервал, вероятность попадания левее и правее которого будет больше $a/2$, где $a = 1 - \beta$. Методика определения доверительных интервалов математического ожидания случайной величины с заранее неизвестным законом распределения разработана только для тех случаев, когда имеется достаточно большое число опытов (>10). В исследованиях с использованием шкал пилотажных оценок это условие выполнить практически невозможно. Считая, что закон распределения оценок имеет вид (3.5), можно разработать методику, позволяющую оценивать доверительные интервалы J пилотажных оценок при любом ограниченном количестве опытов. Аналогично выводу [11] уравнения, определяющего границы доверительных интервалов для вероятности того или иного события, оцениваемой экспериментально по частоте его появления, можно показать, что верхняя и нижняя границы $\overline{PR}^*_B$, $\overline{PR}^*_H$ находятся из соотношений

$$\sum_{(PR-1)N=(\overline{PR}^*_B-1)}^{9N} C_{9N}^{(PR-1)N}\, P^{(PR-1)}\, (1-P)^{(10-PR)N} = \frac{a}{2};$$

$$\sum_{(PR-1)N=0}^{(PR-1)N=(\overline{PR}^*_H-1)N} C_{9N}^{(PR-1)N}\, P^{(PR-1)}\, (1-P)^{(10-PR)N} = \frac{a}{2},$$

где $P = \dfrac{\overline{PR}^* - 1}{9}$.

На рис.3.7 приведены полученные из этих выражений кривые, позволяющие графически определить доверительные интервалы для различличного количества опытов N при доверительной вероятности $\beta = 0{,}9$. Каждая пара кривых, соответствующая данному N, определяет доверительный интервал математического ожидания пилотажных оценок, от-

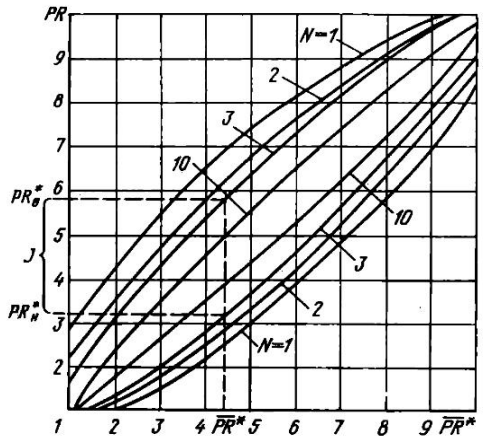


Рис.3.7. Определение доверительных интервалов по среднеарифметическому значению пилотажных оценок

вечающий полученному в эксперименте среднеарифметическому значению пилотажной оценки $\overline{PR}^*$.

Использование этой методики позволяет, в частности, оценить количество опытов, необходимое для получения итоговой оценки с заданной доверительной вероятностью. Число необходимых опытов можно также оценить исходя из потребной среднеквадратической точности $\sigma_{\overline{PR}}$ итоговой оценки согласно соотношению (при $PR \neq 1$, $\overline{PR} \neq 10$)

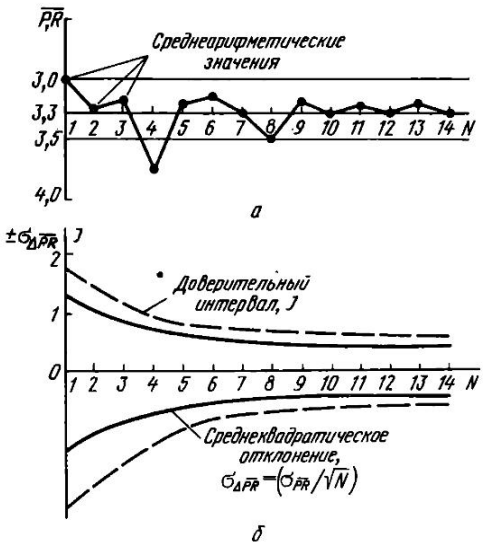


Рис.3.8. Зависимость точности определения итоговой оценки от количества опытов

$$N = \frac{(\bar{\bar{PR}} - 1)(10 - \bar{\bar{PR}})}{9\,\sigma^2_{\overline{\delta PR}}},$$

которое получено с учетом (3.1), исходя из известного в теории вероятностей положения о том, что среднеквадратическое отклонение среднеарифметического N одинаково распределенных случайных величин в $\sqrt{N}$ раз меньше среднеквадратического отклонения каждой из величины ($\sigma_{\overline{\delta PR}} = \sigma_{\overline{PR}} / \sqrt{N}$).

На рис.3.8 приведены зависимости итоговой оценки, доверительного интервала J и $\sigma_{\overline{\delta PR}}$ от количества опытов. Видно, что начиная с N = 5 - 7 опытов эти характеристики мало меняются при дальнейшем увеличении числа опытов. В связи с этим в целях экономии средств при дорогостоящих экспериментах, например в летных испытаниях, достаточно получения 5 - 7 пилотажных оценок.

Глава 4

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТ - ЛЕТЧИК

Экспериментальный путь решения задачи формирования требований к характеристикам управляемости самолета был, пожалуй, единственным на заре авиации, в период, когда создание самолета осуществлялось в основном путем проб и ошибок. Последующее развитие динамики управляемого полета и теории систем управления позволили на экспериментальных установках уже на стадии предэскизного проектирования моделировать движение самолета, давать предварительные рекомендации по выбору его параметров, а также параметров систем, обеспечивающих требуемые характеристики управляемости. Окончательное решение этой задачи всегда получается в процессе многочисленных экспериментальных исследований на пилотажных стендах, летающих лабораториях и опытных образцах.

Традиционно в таких исследованиях характеристики управляемости оцениваются по ряду интегральных показателей, например таких, как точность выполнения задачи, субъективная оценка летчика, выставляемая им по специализированным шкалам (типа шкалы Купера). Как показано в ряде исследований [7,18,72], расширение круга анализируемых показателей за счет включения частотных и спектральных характеристик управляющих действий летчика, разомкнутой и замкнутой системы самолет - летчик позволяет понять причины изменений интегральных показателей, а вместе с ними определить свойства управляемого объекта, являющиеся наилучшими с точки зрения летчика.

Очевидно, что только комплексное рассмотрение всех измеряемых и оцениваемых в экспериментах показателей и характеристик дает возможность правильно решать вопрос формирования требований к динамике самолета и параметрам его систем управления.

В настоящей главе на основе обобщения результатов многочисленных исследований, в том числе выполненных и полученных авторами,

анализируется влияние различных переменных задач пилотирования на свойства системы самолет - летчик. Значительная часть приводимых результатов получена для модельных вариантов динамики объекта управления представляемой передаточными функциями вида $W_c = k/p$, $W_c = k/p(Tp+1)$, $W_c = k/p^2$, а также другими с простой структурой, но достаточно хорошо аппроксимирующей динамические свойства объекта управления в целом ряде прикладных задач.

4.1. Свойства системы самолет - летчик в задаче одноконтурного компенсаторного слежения

Задача одноконтурного компенсаторного слежения является наиболее изученной среди всех возможных задач непрерывного пилотирования. Она рассматривается в подавляющем большинстве работ, посвященных исследованиям системы самолет - летчик при различных сочетаниях переменных задачи. Такими переменными в ней являются:

параметры спектра входного воздействия;

динамические характеристики объекта управления;

тип и характеристики рычага управления;

характеристики дисплея.

Анализ имеющегося большого фактического материала экспериментальных исследований позволяет получить достаточно полное представление о типе системы самолет - летчик и основных свойствах поведения летчика.

4.1.1. Тип системы самолет - летчик

Измерение совокупности характеристик системы самолет - летчик: показателя линейной корреляции ρ, интегрального показателя линейности системы $\rho^2_{a_e}$ и описывающей функции действий летчика $W_л(j\omega)$, спектральной плотности ремнанты $S_{n_e n_e}(\omega)$ и сопоставление получаемых результатов с данными табл.2.1 позволяет сделать вывод о типе системы самолет - летчик. Согласно приведенным в ней данным, признаком нелинейных свойств действий летчика является зависимость их описывающей функции от амплитуды входного сигнала. Так как по ре-

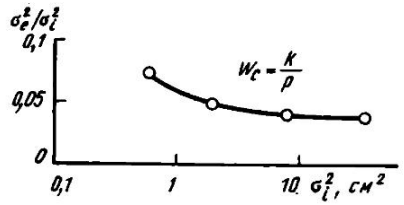


Рис.4.1. Влияние мощности входного воздействия на характеристики системы самолет - летчик

зультатам экспериментальных исследований при широком диапазоне изменения дисперсии σ_i^2 такая зависимость не выявлена [18,68], причем показатели линейности системы ρ и $\rho_{a_e}^2$ получаются всегда меньше единицы, а спектральная плотность ремнанты имеет непрерывный и сравнительно гладкий спектр [18,68], без заметных пиков, свойственных нелинейным системам, то по данным табл. 2.1 система самолет - летчик имеет свойства линейной системы с переменными коэффициентами и/или присоединенный шум.

Обработка результатов экспериментальных исследований показала, что нормирование спектральной плотности ремнанты по отношению к дисперсии σ_e^2 приводит к значительному уменьшению разбросов получаемых результатов. Независимость нормированной спектральной плотности $\bar{S}_{n_e n_e}$ от σ_e^2 позволяет сделать вывод о свойстве мультипликативности ремнанты, определяемой согласно результатам, приведенным в гл.6, мультипликативной природой шума наблюдения, моторного шума, а также вариабильностью параметров характеристик действий летчика. При определенных условиях близости переменных задачи к границам областей их существования дополнительные измерения демонстрируют возможность проявления нелинейных свойств системы самолет - лет-

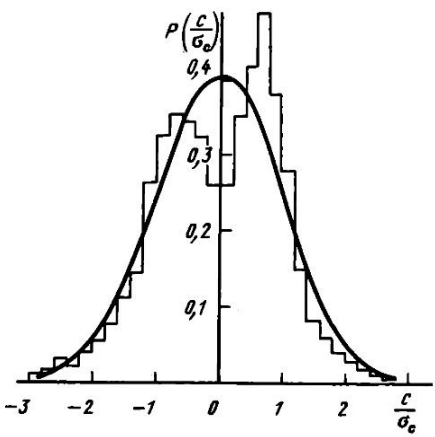


Рис.4.2. Распределение отклонений рычага управления

чик. Так, например, при уменьшении дисперсии входного сигнала σ_i^2 происходит увеличение отношения σ_e^2/σ_i^2 (рис.4.1), а также рост уровня нормированной спектральной плотности ремнанты, что косвенно указывает на существование зоны нечувствительности при восприятии летчиком стимула. Нелинейный характер действий проявляется также в случае, когда от летчика требуется введение большого опережения в области низких частот (случай управления объектом с передаточной функцией $W_c = k/p^2$, имеющей астатизм второго порядка). При этом отмечается бимодальное распределение отклонений рычага управления [25,69] (рис.4.2), указывающее на релейный характер действий летчика.

4.1.2. Свойство адаптации летчика к переменным задачи

Многочисленные экспериментальные исследования характеристик системы самолет - летчик позволили выявить одно из замечательных свойств поведения летчика - его ***адаптацию*** к переменным задачи управления. Это свойство проявляется как в характеристиках описывающей функции летчика, так и спектральной плотности ремнанты.

Зависимость описывающей функции летчика от переменных задачи. Выбор характеристик своих действий летчик осуществляет целенаправленно. Причем анализ частотных характеристик описывающих функций действий летчика $W_л(j\omega)$ и системы самолет - летчик $W_{лс}(j\omega)$ позволяет выделить по крайней мере три характерных области частот: $\omega_c - \delta\omega_1 < \omega < \omega_c + \delta\omega_2$ - область средних частот или область частоты среза; $\omega < \omega_c - \delta\omega_1$ - область низких частот; $\omega > \omega_c + \delta\omega_2$ - область высоких частот. Здесь ω_c - частота среза: $\omega = \omega_c - \delta\omega_1$ - частота, начиная с которой АЧХ разомкнутой системы $|W_{лс}|$ имеет примерно постоянный наклон, близкий к -20 дБ/дек; $\omega = \omega_c + \delta\omega_2$ - частота, соответствующая значению фазовой частотной характеристики (ФЧХ) разомкнутой системы $W_{лс}$, равному -180°.

Значения ω_c, также как и $\delta\omega_1$, $\delta\omega_2$, зависят от переменных задачи. Основными переменными задачи, влияющими на характер изменения

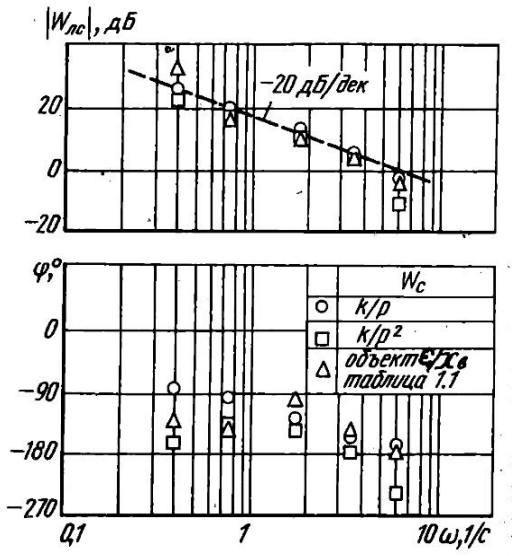


Рис.4.3. Влияние динамики объекта управления на АФЧХ разомкнутой системы самолет - летчик

описывающих функций действий летчика и всей системы самолет - летчик, являются динамические характеристики объекта управления и ширина спектра входного воздействия.

Область частоты среза является важнейшей, так как поведение в ней АФЧХ разомкнутой системы определяет устойчивость и качество замкнутой системы. Именно в этой области при относительно широких спектрах входного сигнала (ω_i>1,5 [1/с]) отмечается относительное постоянство наклона амплитудной частотной характеристики разомкнутой системы (рис.4.3), примерно равного -20 дБ/дек. Достижение этого при различной динамике объекта управления происходит за счет изменений характеристик действий летчика. Так увеличение порядка астатизма передаточной функции объекта управления приводит к росту вводимого летчиком опережения (рис.4.4). В большей степени это имеет место при увеличении ширины спектра входного сигнала. Сохранение наклона $|W_{лс}|$, равного -20 дБ/дек (см.рис.4.3), является характерным свойством системы самолет - летчик не только для приведенных модельных вариантов динамики объекта управления, но и для реальных задач пилотирования с более сложной динамикой, как например, в задаче управления углом визирования в вертикальной плоскости (см. табл.1.1).

Анализ результатов экспериментальных исследований позволяет заключить, что с увеличением порядка астатизма передаточной функции объекта происходит уменьшение частоты среза системы ω_c. Подобное влияние оказывает уменьшение ширины спектра входного воздействия, если он имеет прямоугольную форму или резкое падение мощности по

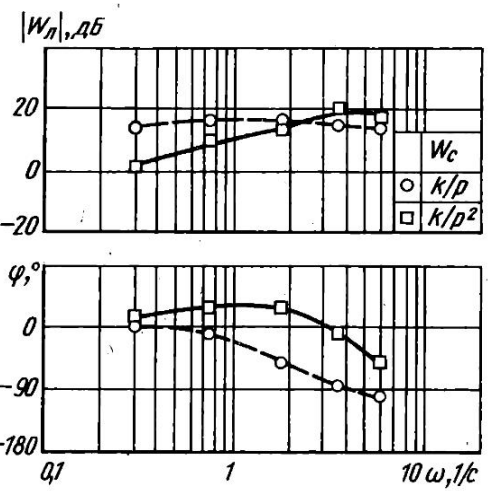


Рис.4.4. Влияние динамики объекта управления на АФЧХ действий летчика

частотам (когда $m > 2$, m - показатель степени в выражении $S_{ii} = K_i/(\omega^2 + \omega_i^2)^m$). При $m \leq 2$ уменьшение ω_i приводит к обратному эффекту. При значительных величинах ω_i, близких к ω_c, увеличение ω_i приводит к уменьшению ω_c (явление регресса частоты среза).

При управлении объектом, передаточная функция которого включает звено $e^{-p\tau}$, где τ аппроксимирует задержки в тракте управления и системе управления, происходит значительное уменьшение частоты среза (рис.4.5). Так, например, для $W_c = (k/p)e^{-p\tau}$ увеличение с 0 до 0,3 с приводит к уменьшению ω_c с 4 до 3 (1/с).

Увеличение порядка астатизма передаточной функции объекта управления всегда сопровождается уменьшением запаса по фазе φ_m разомкнутой системы. Кроме того, величина φ_m в значительной степени

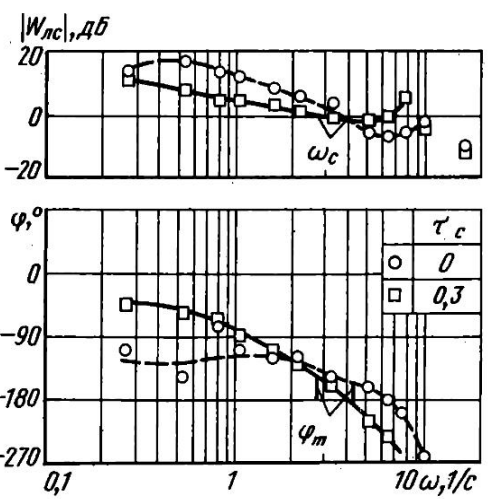


Рис.4.5. Влияние запаздывания объекта управления на АФЧХ разомкнутой системы самолет - летчик

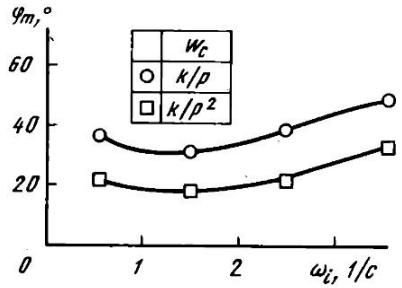


Рис.4.6. Зависимость запаса по фазе системы самолет - летчик от ширины спектра входного воздействия

определяется и шириной спектра входного воздействия ω_i. На рис.4.6 приведена эта зависимость, полученная для спектра сигнала i(t), имеющего прямоугольную форму. Рост ω_i приводит также к увеличению вводимого летчиком опережения (постоянной времени T_L в выражении (6.8)). Управление объектом, имеющим запаздывание в тракте управления, помимо отмеченного выше уменьшения частоты среза сопровождается увеличением запасов по фазе .

Диапазон частот $\omega_c - \delta\omega_1 < \omega < \omega_c + \delta\omega_2$, в котором примерно сохраняется постоянный наклон АЧХ $|W_{лс}|$, также как и ω_c зависит от характеристик объекта управления и входного воздействия. В частности, при управлении неустойчивым объектом он становится меньше по сравнению со случаем управления устойчивым объектом.

Величина наклона АЧХ $|W_{лс}|$ на частотах несколько меньших ω_c практически для всех объектов, не имеющих запаздывания в тракте управления, имеет тенденцию к увеличению при уменьшении ширины спектра входного воздействия. Наличие звена $e^{-p\tau}$ в передаточной функции W_c, аппроксимирующего указанное запаздывание, вызывает характерное уменьшение этого наклона до -14 - -16 дБ/дек (см. рис.4.5). На значения параметров АФЧХ разомкнутой системы в этой частотной области влияет также уровень тренированности оператора: чем он выше, тем указанный наклон больше. Больше становится и частота среза системы.

Увеличение порядка астатизма передаточной функции объекта управления и особенно величины постоянной времени запаздывания τ приводит к уменьшению запасов по амплитуде (см.рис.4.5). Как следствие, это вызывает рост резонансных пиков г АЧХ замкнутой системы

$|\Phi|$ (рис.4.7). Значения $r = 20 \lg|\Phi(j\omega^*)|$ могут достигать 8-10 дБ при величинах $\tau = 0{,}3$ и 12 - 14 дБ при $\tau = 0{,}5$ с.

Так как частота ω^*, в районе которой возникает резонансный пик, равна частоте пересечения ФЧХ разомкнутой системы уровня -180°, то выражение для $\Phi(j\omega^*)$ имеет следующий вид:

$$\Phi(j\omega^*) = \frac{|W_{лс}(j\omega^*)|}{1 - |W_{лс}(j\omega^*)|}.$$

Из рис.4.8, где приведена эта зависимость, видно, что при малом запасе АЧХ разомкнутой системы самолет - летчик δL незначительное увеличение $|W_{лс}|$, которое может возникнуть из-за случайного изменения коэффициента усиления летчика, приводит к резкому увеличению резонансного пика или даже к неустойчивости замкнутой системы (так называемому явлению "раскачки" самолета летчиком). Малость величины δL, характерная для управления рассматриваемым объектом, связана с особенностями действий летчика, стремящегося скомпенсировать влияние запаздывания звена $e^{-p\tau}$ введением значительного опережения. При этом в области средних частот 2 - 5 (1/с) АЧХ описывающей функции действий летчика $W_л(j\omega)$ имеет значительный положительный наклон, что и вызывает загиб АЧХ разомкнутой системы и, следовательно, указанное уменьшение запаса δL.

Полоса пропускания замкнутой системы ω_{BW}, границу которой можно

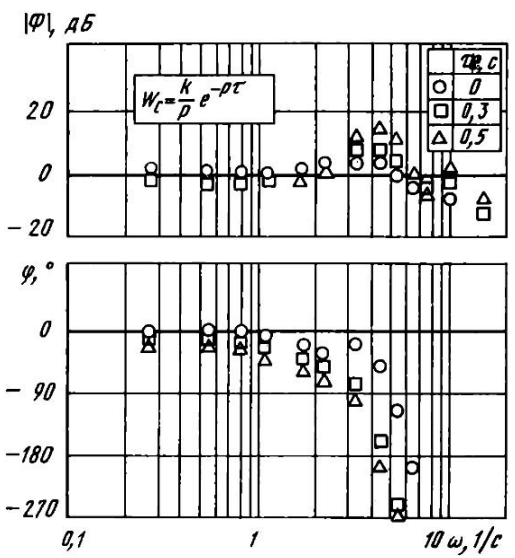


Рис.4.7. Влияние запаздывания объекта управления на АФЧХ замкнутой системы самолет - летчик

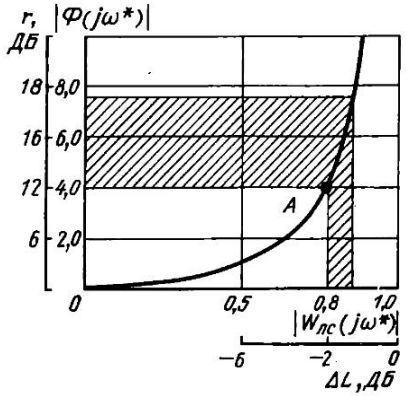


Рис.4.8. Чувствительность резонансного пика АЧХ замкнутой системы самолет - летчик к изменению запаса по амплитуде

определить частотой пересечения ФЧХ замкнутой системы, значения равна -90°, зависит от динамики объекта управления и спектра входного воздействия. В табл.4.1 приведены значения ω_{BW}, полученные для ряда передаточных функций $W_c(p)$ при $\omega_i = 2$ (1/с).

При достаточно крутом спектре входного сигнала, когда он имеет прямоугольную форму или показатель $m > 2$, уменьшение ω_i приводит к уменьшению полосы пропускания.

В области низких частот на изменение характеристик действий летчика в значительной степени влияют параметры спектра входного воздействия, а также динамика объекта управления. Исследования показали, что сосредоточение мощности входного воздействия в низкочастотной области ($\omega_i < 1,5$ (1/с)), характерное для большинства задач точного пилотирования, приводит к уменьшению мощности визуально воспринимаемого летчиком сигнала ошибки слежения в районе частоты среза ω_c разомкнутой системы самолет - летчик и это вызывает существенное изменение частотных характеристик действий летчика и, следовательно, системы в области низких частот. Здесь наблюдается значительное увеличение АЧХ разомкнутой системы само-

Таблица 4.1

W_c	k/p	k/p^2	$k/(p(p+3,5))$	$(k/p)e^{-0,3p}$	$(k/p)e^{-0,5p}$
ω_{BW} 1/с	4,1	2,9	2,95	3	2,34

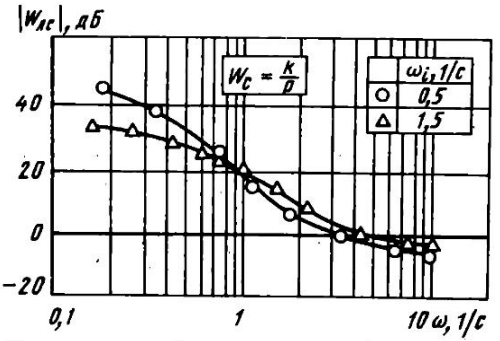


Рис.4.9. Влияние ширины спектра входного воздействия на АЧХ разомкнутой системы самолет - летчик

лет - летчик $|W_{лс}|$ (рис.4.9), которое обеспечивается вносимой летчиком дополнительной низкочастотной коррекцией (рис.4.10). Как показывают результаты многочисленных экспериментов, эта закономерность проявляется в полной мере у высокотренированных летчиков-операторов, выполняющих задачу слежения с максимальным вниманием (рис.4.11). Ослабление внимания летчика, связанное, например, с выполнением дополнительной задачи управления или снижения уровня его тренированности, делает низкочастотную коррекцию менее выраженной. Факт проявления указанной коррекции наблюдался для всех исследованных объектов при низкочастотных входных воздействиях, что указывает на его общность. Наиболее ярко она проявляется при управлении объектом, динамические свойства которого близки к оптимальным и описываются интегрирующим звеном $W_c = k/p$. Уменьшение ширины спектра ω_i в этом случае приводит к тому, что амплитудная частотная характеристика действий летчика в низкочастотной области все в большей степени становится отличной от характеристик усилительного звена (см.рис.4.10). Как показывает анализ, приведенный в гл.6, такая дополнительная коррекция вводится летчиком с

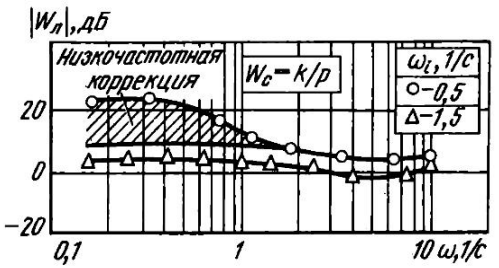


Рис.4.10. Влияние ширины спектра входного воздействия на АЧХ действий летчика

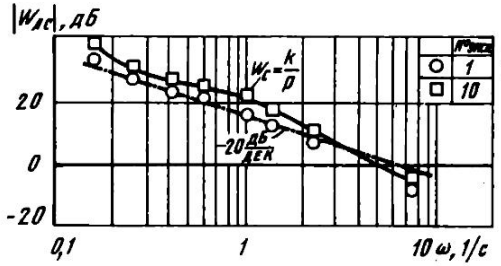


Рис.4.11. Влияние тренированности летчика на АЧХ разомкнутой системы самолет - летчик

целью повышения точности слежения. Возможности введения низкочастотной коррекции определяются, в частности, и типом рычага управления. Так например, использование малоразмерного рычага позволяет летчику реализовать низкочастотную коррекцию в большей степени, чем с обычным центральным рычагом управления (рис.4.12).

Для спектров входного сигнала, имеющих прямоугольную форму, характерным для области низких частот является также загиб ФЧХ действий летчика $W_л(j\omega)$, который, видимо, связан с вводимой летчиком дополнительной коррекцией. Степень проявления этой закономерности зависит, главным образом, от динамики объекта.

В области высоких частот в непосредственной близости к частоте $(\omega_c + \delta\omega_2)$ АФЧХ действий летчика определяется той коррекцией, которая вводится летчиком в диапазоне, содержащим частоту среза разомкнутой системы. На больших частотах характерным является резонансный пик АЧХ действий летчика. Его величина и частота, на которой он имеет место, зависят от динамики объекта управления, типа рычага управления, а также ширины спектра входного воздействия ω_i. Практически для всех известных экспериментов общим является то, что управление объектом, имеющим передаточную функцию более высо-

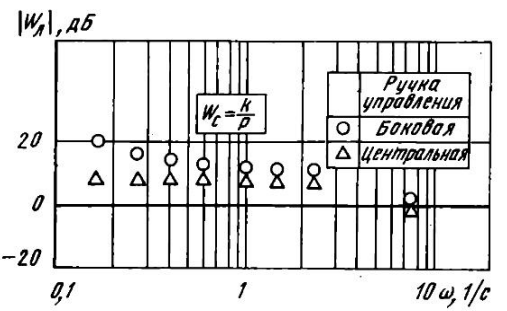


Рис.4.12. Влияние типа рычага управления на АЧХ действий летчика

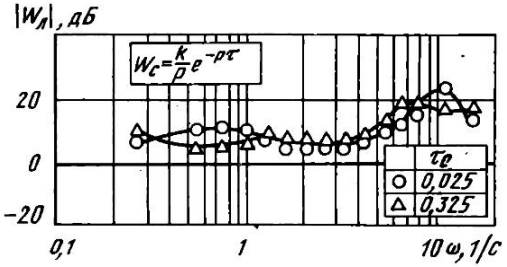


Рис.4.13. Влияние запаздывания объекта управления на АЧХ действий летчика

кого порядка астатизма или значительное фазовое запаздывание, сопровождается уменьшением частоты этого пика. Этот результат приведен на рис.4.13. Увеличение ширины спектра входного воздействия вызывает рост резонансного пика, а также его частоты.

В значительной степени в рассматриваемой частотной области на характеристики описывающей функции действий летчика влияют тип и параметры рычага управления. Сложность обобщения результатов такого влияния заключается в некотором отличии используемых в различных исследованиях конструкций однотипных рычагов, а также в несоответствии характеристик спектров входного воздействия. Однако тщательное сравнение близких вариантов позволяет сделать следующие выводы:

использование рычагов управления, требующих значительных усилий при перемещении $c = x$ (штурвал, ручка управления с повышенным гра-

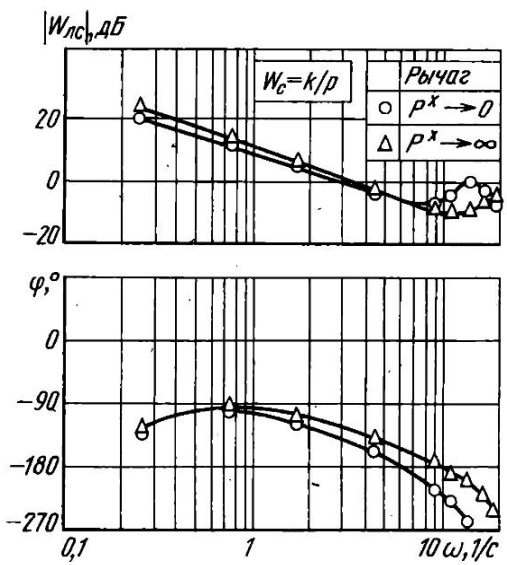


Рис.4.14. Влияние загрузки рычага управления на АФЧХ разомкнутой системы самолет - летчик

диентом жесткости пружины P^X), приводит к уменьшению резонансных пиков в области высоких частот;

при управлении с использованием неподвижного рычага (реакция которого пропорциональна прикладываемому летчиком усилию $P^X \to \infty$) кроме уменьшения резонансного пика происходит и некоторое уменьшение запаздывания по фазе, а также увеличение частоты резонансного пика по сравнению со значениями, полученными в экспериментах со свободным рычагом управления (рис.4.14), реакция которого пропорциональна величине перемещения $X_в$ и $X_э$, а возникающие при этом усилия практически равны нулю, так как $P^X \to 0$.

Зависимость характеристик ремнанты от переменных задачи.

Как указывалось в гл.2, присоединенную ремнанту относят ко входу или выходу описывающей функции действий летчика. Преимущество первого варианта заключается в уменьшении получаемых разбросов оценок спектральной плотности $S_{n_e n_e}$. Уменьшению разбросов также способствует нормирование $S_{n_e n_e}$ по отношению к дисперсии ошибки слежения σ_e^2. Необходимо отметить, что если бы ремнанта определялась только процессом отработки сигнала $e(t)$, то она равнялась бы нулю при его отсутствии. Однако этого не наблюдается ввиду существования так называемой остаточной ремнанты $n_o(t)$, которая определяется главным образом вводимыми летчиком пробными сигналами и шумами [69]. При анализе процессов, происходящих в системе самолет - летчик, не представляется возможным выделить эту шумовую составляющую и поэтому все известные данные касаются спектральной плотности полной ремнанты $S_{n_e n_e}$, включающей спектральную плотность остаточной ремнанты.

В качестве характеристик ремнанты далее рассматриваются нормированная спектральная плотность $\bar{S}_{n_e n_e} = S_{n_e n_e}/\sigma_e^2$, показатель линейной корреляции ρ и интегральный показатель линейности системы $\rho_{a_e}^2$, определенные в гл.2.

Влияние динамики объекта управления. На характеристики ремнанты главным образом влияет динамика объекта управления. Если для

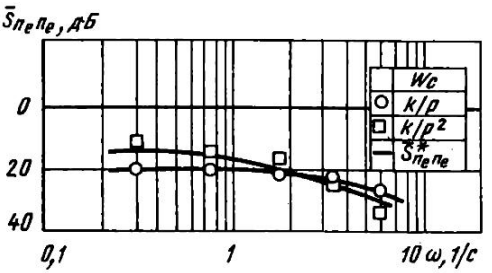


Рис.4.15. Влияние динамики объекта управления на спектральную плотность ремнанты

ее коррекции от летчика требуется введение опережения, как например, в случае когда передаточная функция объекта управления $W_c = k/p^2$, то уровень спектральной плотности $\bar{S}_{n_e n_e}$ становится заметно выше, чем в случае, когда $W_c = k/p$ (рис.4.15).

Аппроксимациями экспериментально полученных значений $\bar{S}_{n_e n_e}$ являются выражения вида

$\bar{S}^*_{n_e n_e} = \dfrac{0,1\ldots0,5}{\omega^2 + 3^2}$ - для случаев, когда летчик управляет устойчивым объектом и не вводит существенного опережения ($W_c = k$; $W_c = k/p$);

$\bar{S}^*_{n_e n_e} = \dfrac{0,1\ldots0,5}{\omega^2 + 1}$ - для случаев, когда летчик вынужден вводить значительное опережение ($W_c = k/p^2$).

Характерной особенностью, возникающей при управлении объектом с $W_c = k/p^2$, помимо повышения уровня нормированной спектральной плотности присоединенной ремнанты, является также и смещение точки пересечения асимптот аппроксимирующей зависимости $(\bar{S}_{n_e n_e})^*$ в область меньших частот (см.рис.4.15).

Увеличение коэффициента усиления объекта управления в достаточно широком диапазоне практически не сказывается на АФЧХ разомкнутой системы $W_{лс}(j\omega)$, однако приводит к некоторому уменьшению показателя линейной корреляции ρ и интегрального показателя линейности системы $\rho^2_{a_e}$.

Особенно низкий уровень нормированной спектральной плотности ремнанты отмечается при управлении неустойчивым объектом с $W_c = k/(p - \lambda)$. Так, при λ = 2-3 1/с этот уровень оказывается в 1,5 - 3,5 раза меньше того, который получается при управлении объектом с $W_c = k/p$.

Влияние ширины спектра входного воздействия. Увеличение ширины спектра приводит к незначительному уменьшению нормированной спектральной плотности $\bar{S}_{n_e n_e}$ и показателя линейной корреляции ρ.

Влияние типа рычага управления. Исследование такого влияния, проведенное в [46] для случая с $W_c = k/p$, показало, что нормированная спектральная плотность ремнанты практически инвариантна к типу рычага управления.

Таким образом, отнесение ремнанты ко входу описывающей функции действий летчика и нормирование ее спектральной плотности по отношению к дисперсии ошибки слежения позволяет уменьшить не только разбросы результатов, получаемых в отдельных экспериментах воздействия, но и уменьшить ее зависимость от ширины спектра входного воздействия и типа рычага управления.

Зависимость интегральных показателей качества системы самолет - летчик от переменных задачи. В практике исследований системы самолет - летчик широкое распространение получили интегральные показатели качества процесса управления: дисперсия ошибки слежения σ_e^2, субъективная оценка летчика характеристик переменных задачи PR, уровень загрузки внимания λ_n и другие показатели.

Все эти показатели наиболее чувствительны к динамике объекта управления, параметрам спектра входного сигнала. Тенденции их изменения при исследовании влияния W_c или S_{ii} достаточно хорошо коррелированы. На рис.4.16 приведена связь оценки PR с показателем λ_n, полученная в работе [69]. Она может быть представлена линейной зависимостью

$$PR = A + B\lambda_n, \qquad (4.1)$$

где $A = 9$; $B = -8{,}3$.

На интегральные показатели влияют, хотя и в меньшей степени, и другие переменные задачи - тип и характеристики рычага управления

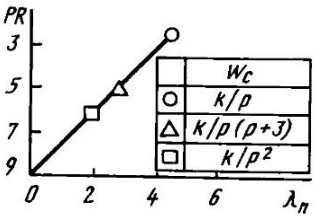


Рис.4.16. Связь оценки летчика с показателем загрузки его внимания

и дисплея, коэффициент усиления объекта управления. Исследования показывают, что переход к малоразмерному рычагу управления в задаче управления объектом, имеющим передаточную функцию $W_c = k/p$, приводит к увеличению точности на 20 - 25 %, которая имеет весьма пологий минимум по коэффициенту усиления объекта управления. Полученное с использованием этого критерия оптимальное значение k_{opt} близко к тому, которое выбирает летчик по субъективным оценкам. Более детально вопрос влияния статических характеристик управляемости и загрузки рычагов управления на показатели системы и главным образом на субъективную оценку летчика PR рассмотрен в гл.8.

Характеристики дисплея также влияют на интегральные показатели. Так, например, по коэффициенту усиления дисплея $k_д$ дисперсия ошибки слежения имеет минимум, а перемещение экрана в поле периферийного зрения приводит к значительному снижению критического значения корня передаточной функции неустойчивого объекта управления λ_c.

Важнейшей характеристикой дисплеев, на экранах которых изображение формируется с помощью ЭВМ, является время дискретизации $\tau_д$. Его увеличение вносит дополнительное запаздывание и ухудшает процесс восприятия информации. Следствием этого является снижение точности пилотирования. Из приведенной на рис.4.17 зависимости $\sigma_e^2 = f(\tau_д)$, полученной в задаче одноконтурного слежения, можно сделать вывод о том, что для объекта управления с хорошими динами-

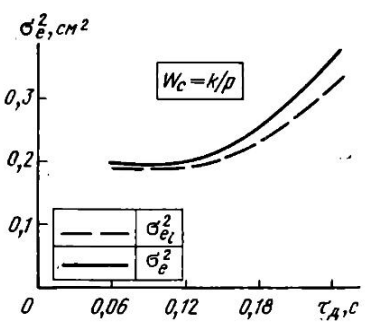


Рис.4.17. Влияние времени дискретизации визуальной информации на точность слежения

ческими характеристиками допустимая величина $\tau_д$ не должна превышать 0,1 с.

Хорошая корреляция между всеми интегральными показателями позволяет установить зависимости вида

$$S = f(\sigma_e^2, \sigma_c^2, \lambda_п),$$

где S - оценка летчика, выраженная в той или иной шкале.

Процедура получения таких выражений по результатам экспериментальных исследований является составной частью так называемого метода "бумажный летчик", приведенного в гл.7.

4.1.3. Разброс результатов экспериментальных исследований

В связи с ограниченной продолжительностью эксперимента на оценки интегральных, частотных и спектральных характеристик системы и ее элементов влияют шумы, вводимые действиями летчика в процессе слежения.

Теоретическая оценка их влияния, проведенная в гл.2, и полученные там зависимости оценок разбросов коэффициентов Фурье $\sigma_{a_k, в_k} = f(W_c, S_{nn}, S_{ee}, \omega)$ получили экспериментальное подтверждение. Исследования показали, что наибольшие разбросы достигаются в области низких частот. Они возрастают также при уменьшении амплитуд входного сигнала и при управлении объектами, требующими введения значительных опережающих действий. Наименьшие разбросы имеют место в области средних частот, а также при управлении неустойчивым объектом $W_c = k(p-\lambda)$, что связано с наименьшим уровнем нормированной спектральной плотности вводимого шума. Последнее, видимо, определяется необходимостью более стабильной настройки характеристик действий летчика при управлении таким объектом. В противном случае вариабильность может привести к неустойчивости замкнутой системы. Наличие разбросов оценок требует выполнять серию экспериментов при одинаковом сочетании переменных задачи и последующее осреднение результатов. Такая процедура позволит повысить обоснованность выводов о закономерностях в действиях летчика и свойствах системы самолет - летчик.

4.1.4. Характеристики системы самолет - летчик при нетрадиционных способах передачи информации

Все приведенные выше результаты получены для случая зрительного восприятия сигнала ошибки. Увеличение потока информации, перерабатываемой летчиком при пилотировании современного самолета, при одновременном требовании безопасности полета заставляет искать новые, нетрадиционные способы ее передачи, позволяющие разгрузить визуальный канал. С этой целью в последние годы были проведены интенсивные исследования по созданию специальных слуховых, тактильных и кинестетических дисплеев, передающих командные стимулы через соответствующие информационные каналы летчика. В задачах компенсаторного слежения ими являются в общем случае особым образом закодированные сигналы ошибки $e(t)$.

Влияние тактильной информации. Возможность замены визульного дисплея тактильным в задачах непрерывного управления рассмотрена в ряде зарубежных публикаций [41,59,81]. В них показано, что отслеживание ступенчатого входного сигнала с помощью различных тактильных дисплеев, устанавливаемых на разные участки тела человека, сопровождается явно выраженным нелинейным характером его действий. Отработка случайного входного сигнала с использованием вибрационного дисплея, установленного на груди или животе человека, продемонстрировала (по сравнению с визуальным) снижение точности управления в 3 - 3,5 раза (как в канале крена, так и тангажа) и коэффициента усиления действий летчика, рост постоянной времени запаздывания τ_e на 0,15 - 0,45 с (большей величине τ_e соответствует более сложный объект управления) и уровня спектральной плотности ремнанты.

Окончательный вывод о возможности использования тактильных дисплеев в задачах управления требует проведения дополнительных исследований по определению способа кодировки сигналов и места их подачи.

Влияние слуховой информации. Звуковые сигналы достаточно широко используются в современной практике самолетовождения. Так, например, по звуку двигателя летчик может определить режим его работы; сигналы радиомаяка помогают ему при пилотировании по глиссаде.

Первые же экспериментальные исследования слуховых дисплеев показали их эффективность в снижении опасности выхода на закри-

тические углы атаки, повышении точности пилотирования на больших углах атаки по сравнению со случаем визуального способа представления информации. Возможность использования слуховых дисплеев для передачи командных стимулов в виде речевых команд и звуковых сигналов, частота и/или амплитуда которых пропорциональна ошибке e(t), возникающей при компенсаторном слежении, оказалась зависимой от способа кодировки и состава речевых команд. При решении этой проблемы точность слежения и другие измеряемые характеристики оказываются соизмеримыми с теми, которые получаются при использовании визуального дисплея. Такой способ передачи информации видимо может найти применение при выполнении посадки в плохих метеоусловиях, при отказе бортового оборудования или курсоглиссадного маяка.

Влияние кинестетической информации. Особенностью нервномышечной системы человека является ее способность передавать от мышечного веретена в центральную нервную систему информацию о скорости перемещения и перемещении руки. Возможности кинестетического канала дифференцировать передаваемый сигнал и использовать его в качестве информационного канала явились предметом специальных исследований, проведенных в ряде работ [63, 74]. С этой целью были созданы несколько вариантов комбинированного рычага управления, являющегося одновременно кинестетическим дисплеем и рычагом управления. Сигнал ошибки e(t) в них передается на специальный механизм, который практически безынерционно отклоняет рычаг вместе с находящейся на нем рукой летчика. Информация об этом перемещении поступает в центральную нервную систему. Управляющими воздействиями здесь являются сигналы, пропорциональные усилиям летчика, прикладываемым к рычагу, и воспринимаемые через расположенные здесь датчики.

Экспериментальные исследования показали, что при управлении объектами, имеющими неудовлетворительные динамические характеристики и, особенно, неустойчивые звенья, замена визуального дисплея кинестетическим позволяет значительно снизить загрузку летчика и дисперсию ошибки слежения.

Наибольший эффект от использования нетрадиционных средств передачи информации достигается, когда их работа сопровождается зрительным восприятием стимула. В разд. 4.2.3 приведены результаты некоторых исследований по оценке качества образуемой при этом многомодальной системы.

4.2. Свойства системы самолет - летчик в задачах многоконтурного, многоканального и многомодального компенсаторного слежения

Приведенные ранее результаты экспериментальных исследований были получены в условиях одноконтурного компенсаторного слежения, когда все внимание летчика сконцентрировано лишь на восприятии сигнала рассогласования и выработке соответствующих управляющих действий. Многие задачи пилотирования оказываются значительно сложнее и требуют рассмотрения системы самолет - летчик как многоконтурной, многоканальной или многомодальной системы. Все это существенно затрудняет исследование и усложняет математическое описание характеристик действий летчика. Для проведения таких работ требуются более сложные алгоритмы обработки результатов и дорогостоящее оборудование, что предопределяет малочисленность экспериментальных исследований рассматриваемого класса задач. Несмотря на это обобщение результатов все же позволяет выявить основные свойства поведения летчика.

В задачах многоконтурного и многоканального слежения на характер действий летчика помимо исследовавшихся ранее переменных влияет и способ представления информации. Этот вопрос рассмотрен далее для случая многоканального управления.

4.2.1. Поведение летчика в задаче многоконтурного слежения

Практически все известные по этому вопросу результаты получены для случая двухконтурной системы (см.рис.2.3), в которой летчик помимо сигнала рассогласования между командным сигналом $i(t)$ и реакцией самолета $x_1(t)$ воспринимает и управляет еще одной дополнительной фазовой координатой $x_2(t)$, связанной с $x_1(t)$ передаточной функцией $W_{c_1} = \{x_1 / x_2\}$. К такой схеме, в частности, относят задачи управления высотой полета при посадке обычного самолета или стабилизации линейной координаты (продольной X либо боковой Z) самолета вертикального взлета и посадки (СВВП) на режиме висения. В этом случае матрица описывающих функций $W_л(j\omega)$ содержит лишь два

элемента $W_{л_{11}}(j\omega)$ и $W_{л_{12}}(j\omega)$, которые и определяют характеристики управляющих действий летчика.

Отличие в свойствах двухконтурной и одноконтурной систем слежения удобно анализировать по характеру изменений АФЧХ эквивалентной описывающей функции разомкнутой системы $W^{э}_{лс} = x_1(j\omega)/ e(j\omega)$, вычислямой в условиях восприятия летчиком дополнительной координаты x_2.

Экспериментальные исследования двухконтурной системы самолет - летчик позволили установить возможность и причины образования летчиком дополнительного контура управления, а также факторы, влияющие на выбор им наилучшего варианта обратной связи. Это позволяет в условиях отсутствия достоверных знаний о том, какие контуры управления образует летчик, правильно интерпретировать получаемые результаты, а также обосновать структуру системы, используемую при математическом моделировании.

В табл.4.2 приведены примеры передаточных функций W_{c_1} и W_{c_2} двухконтурной системы.

Таблица 4.2

№№	$W_{c_2} = x_2/x_в$	$W_{c_1} = x_1/x_2$	Примечание
1	k_2/p	$k_1/(Tp+1)$	Приближенное описание динамики самолета в задаче стабилизации вертикальной скорости V_y; $x_2 = \vartheta$; $x_1 = V_y$
2	k_2/p	$k_1/p(Tp+1)$	Приближенное описание динамики самолета в задаче стабилизации высоты полета H: $x_2 = \vartheta$; $x_1 = H$

№№	$W_{c_2} = x_2/x_в$	$W_{c_1} = x_1/x_2$	Примечание
3	$k_2/p(Tp+1)$	k_1/p	Приближенное описание динамики самолета в задаче стабилизации высоты полета H: $x_2 = V_y$; $x_1 = H$
4	$k(p+\bar{Y}^a)/p(p^2+ +2\xi_k\omega_k p+\omega_k^2)$	$gn_y^a/p(p+\bar{Y}^a)$	Описание динамики самолета в задаче стабилизации высоты полета H: $x_2 = \vartheta$; $x_1 = H$
5	$kgn_y^a/p(p^2+ +2\xi_k\omega_k p+ \omega_k^2)$	$gn_y^a/p+\bar{Y}^a$	Описание динамики самолета в задаче стабилизации высоты полета (внутренний контур замыкается по вертикальной скорости V_y)
6	$k(p-\bar{X}^V)/B(p)$	$-g/p(p-\bar{X}^V)$	Описание динамики СВВП в задаче стабилизации продольной координаты на режиме висения: $x_2 = \vartheta$, $x_1 = x$.
	$B(p)=p^3-(\bar{X}^V+\bar{M}_z^{\omega_z})p^2+$ $+(\bar{X}^V\bar{M}_z^{\omega_z}-\bar{M}_z^{\vartheta})p+$ $+\bar{M}_z^{\vartheta}\bar{X}^V-\bar{M}_z^V\bar{X}^{\vartheta}$		Динамические коэффициенты определены в работе [31]

№№	$W_{c_2} = x_2/x_в$	$W_{c_1} = x_1/x_2$	Примечание
7	$k(p^2-\bar{X}^{v}p-$ $-K_e\bar{X}^{\vartheta})/pB(p)$	$-g/(p^2-$ $-\bar{X}^{v}p-K_e\bar{X}^{\vartheta})$	Описание динамики СВВП в задаче стабилизации продольной координаты X на режиме висения: $x_2 = \epsilon = \vartheta + K_e X$, $x_1 = x$, где ϵ – угол визирования наземного ориентира (рис. 4.18); $K_e = -H_0/\left[X_0^2 + H_0^2\right]$ H_0, X_0 – начальные условия зависания СВВП

Рис. 4.18. Стабилизация продольной координаты СВВП на режиме висения

В настоящую таблицу включены и модельные варианты (№№ 1 - 3), в которых W_{c_1} и W_{c_2} приближенно описывают динамику самолета. Обобщение всех результатов исследований [14,15] показало следующее:

1. Использование летчиком информации о дополнительной фазовой координате происходит в том случае, когда это приводит к расширению областей устойчивости системы и повышению точности выполнения задачи.

Это свойство в достаточной мере проявляется при управлении объектом, имеющим большой отрицательный наклон АЧХ в районе частоты среза ($d|W_c|/d\lg\omega >> -20$ дБ/дек). Оно характерно для приведенных в табл. 4.2 вариантов передаточных функций №№ 1 (при значении $T > 0{,}5$ с), 2, 3, 4, 6, 7. Образование летчиком дополнительного контура вызывает значительное изменение ФЧХ эквивалентной описывающей функции разомкнутой системы $W^{э}_{лс}(j\omega)$ в области низких

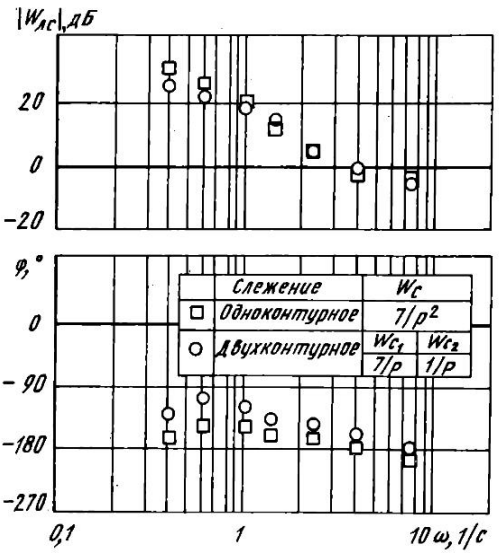


Рис.4.19. Влияние дополнительной информации на АФЧХ разомкнутой системы самолет - летчик

и средних частот, приводящее к увеличению запаса по фазе разомкнутой системы, а также повышению точности слежения. В качестве примера на рис.4.19 приведена иллюстрация этих результатов, полученных в экспериментальных исследованиях с объектом управления, передаточные функции которого W_{c_1}, W_{c_2} соответствовали варианту № 1 табл.4.2.

Эффект от дополнительной информации особенно ярко проявляется для объекта управления, передаточная функция которого имеет астатизм 3-го порядка (вариант № 3 при $T \to \infty$). Ее отсутствие в этом случае не позволяет оператору осуществлять устойчивый процесс слежения (рис.4.20). Однако передача информации о фазовой координате $x_2(t)$, связанной с выходной $x_1(t)$ через передаточную функцию $W_{c_1} = 1/p^2$, делает выполнение задачи возможным.

Исследования двух описывающих функций действий летчика $W_{л_{11}}$ и $W_{л_{12}}$, выполненные согласно методу коэффициентов Фурье с использованием двух входных сигналов и процедуры обработки результатов, приведенной в гл.2, показали, что при управлении объектом, переда-

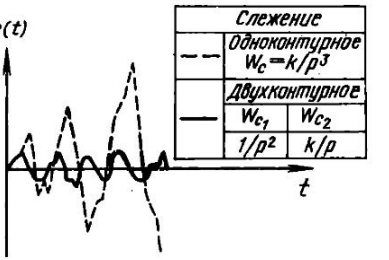


Рис.4.20. Влияние дополнительной информации на процесс слежения

точные функции которого соответствуют варианту № 2 табл.4.2, происходит рост АЧХ описывающей функции $W_{л_{12}}(j\omega)$ с увеличением параметра Т. Это также указывает на возрастание степени использования летчиком информации о сигнале x_2 и образование им внутреннего контура.

2. Выбор летчиком той или иной фазовой координаты для образования внутреннего контура определяется условием достижения им: максимальной точности при минимальной загрузке, а также условий, допускающих более широкую вариабильность параметров его действий без заметного изменения качества, а также устойчивости системы. Так, например, исследование на стенде задачи стабилизации продольной координаты СВВП или вертолета Х показало, что создание условий, позволяющих летчику воспринимать во внутреннем контуре угол визирования ϵ предмета, расположенного на земле (вариант № 7 табл.4.2), позволяет в 5 раз уменьшить дисперсию ошибки слежения по сравнению со случаем,когда внутренний контур образован по углу тангажа (вариант № 6 табл.4.2). Полученный результат указывает на то, что первый вариант образования контуров является более предпочтительным. Этот вывод соответствует и технике пилотирования, используемой летчиками в рассматриваемой задаче.

4.2.2. Поведение летчика в задачах многоканального слежения

При многоканальном управлении внимание летчика распределяется между несколькими задачами. Выполняя каждую из них, он может использовать несколько отдельных или один рычаг управления, отклоняемый в различных плоскостях. В зависимости от того, вызывает ли перемещение рычага в одной из плоскостей изменение одной или нескольких фазовых координат, различают системы с изолированными каналами и системы с перекрестными связями. Помимо фактора динамической взаимосвязи, определяемой свойствами объекта управления, при многоканальном слежении дополнительными переменными задачи являются способ представления информации и конструкция рычага управления. Их влияние рассматривается далее для случая двухканального управления с независимыми каналами. Так как целью настоящего раздела является определение основных закономерностей в действиях летчика, характерных для многоканального слежения, то для повыше-

ния наглядности приводимых результатов значительное внимание уделено упрощенным моделям объекта управления и рассмотрению случая двухканального управления. Такая задача хотя и является частной, но позволяет выявить новые закономерности поведения летчика, характерные для многоканального слежения.

Двухканальное управление с перекрестными связями между каналами. Настоящая задача представляет интерес для выявления возможностей летчика производить "развязку" каналов управления. Для ее осуществления необходимо, чтобы управляющий сигнал летчика приводил бы к изменению только одной фазовой координаты. В предположении, что вводимый летчиком шум равен нулю ($n_e(t)=0$), условие "развязки" будет выполняться при равенстве нулю недиагональных элементов матрицы описывающих функций замкнутой системы самолет - летчик $\Phi(j\omega)$.

При слежении за двумя фазовыми координатами с помощью двух рычагов управления при наличии хотя бы одной перекрестной связи, например, когда $W_{c_{21}}(j\omega) \neq 0$, и

$$W_c(j\omega) = \begin{vmatrix} W_{c_{11}}(j\omega) & 0 \\ W_{c_{21}}(j\omega) & W_{c_{22}}(j\omega) \end{vmatrix},$$

"развязка" каналов управления осуществляется при выполнении следующих условий:

$$W_{л_{12}}(j\omega) = 0; \qquad (4.2)$$

$$W_{л_{21}}(j\omega) = -W_{л_{11}}(j\omega)W_{c_{21}}(j\omega)/W_{c_{22}}(j\omega).$$

Именно такой вариант односторонней связи между продольным и боковым каналами и рассматривается далее.

Из выражения (4.2) видно, что по мере усложнения динамики объекта управления в прямой цепи, например, увеличения порядка астатизма передаточной функции $W_{c_{22}}(p)$, роль опережающих действий летчика при "развязке" должна возрастать. Действительно, при управлении объектом, определяемым матрицей

$$W_c(p) = \begin{vmatrix} \frac{2}{p} & 0 \\ \frac{k}{p} & \frac{2}{p} \end{vmatrix},$$

условия "развязки" имеют следующий вид:

$$W_{л_{21}}(j\omega) = -\frac{k}{2} W_{л_{11}}(j\omega); \qquad (4.3)$$
$$W_{л_{12}} = 0.$$

Полагая, что в прямой цепи каждого из каналов справедлива модель "частоты среза" (6.26) и учитывая, что в первом канале объект управления представляется интегрирующим звеном $W_{c_{11}} = 2/p$, можно сделать вывод о том, что действия летчика, описываемые характеристикой $W_{л_{11}}$, будут близки к наипростейшим, т.е. усилению воспринимаемого сигнала ошибки. В этом случае описывающая функция $W_{л_{21}}(j\omega)$, определяющая характеристики действий летчика по "развязке" каналов, согласно (4.3) также будет иметь простую структуру. Это позволяет сделать предварительные выводы относительно возможности осуществления летчиком "развязки" каналов управления. При усложнении динамики объекта управления, связанным с увеличением порядка астатизма диагональных элементов его матрицы передаточных функций

$$W_c(p) = \begin{vmatrix} \frac{2}{p^2} & 0 \\ \frac{k}{p} & \frac{2}{p^2} \end{vmatrix},$$

условия "развязки" приобретают следующий вид:

$$W_{л_{21}}(j\omega) = -\frac{kj\omega}{2} W_{л_{11}}(j\omega); \qquad (4.4)$$
$$W_{л_{12}}(j\omega) = 0.$$

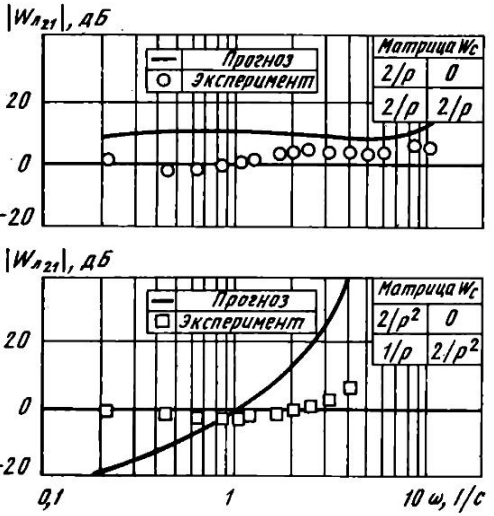


Рис.4.21. АЧХ действий летчика. Оценка возможности "развязки" каналов управления

Полагая, что в этом случае в каждом прямом канале также справедлива модель "частоты среза", и учитывая, что при этом описывающая функция $W_{л11}(j\omega)$ должна иметь дифференцирующие свойства, можно сделать вывод о том, что для осуществления "развязки" летчику необходимо будет вводить двойное дифференцирование. Так как такие действия связаны с огромным психофизиологическим напряжением летчика и поэтому не могут быть реализованы, то и вероятность возможности "развязки" каналов в этом случае крайне мала. Выводы о возможности ее выполнения для рассмотренных вариантов получили подтверждение в экспериментальных исследованиях двухканальной задачи компенсаторного слежения. На рис.4.21 приведены полученные экспериментально и по формулам (4.3), (4.4) частотные характеристики $W_{л21}(j\omega)$. Входящая в (4.3) и (4.4) $W_{л11}(j\omega)$ бралась из экспериментальных данных. Некоторое количественное несовпадение приведенных частотных характеристик для первого варианта, в котором от летчика требуется выполнять пропорциональное управление, связано, видимо, с шумом, вводимым летчиком и неучитывавшемся при получении условия (4.3). Вывод о невозможности "развязки" каналов во втором случае, когда от летчика требуются значительные опережающие действия, следует как из количественного, так и качественного несоответствия сравниваемых характеристик (см.рис.4.21).

Двухканальное управление с независимыми каналами. Увеличение числа каналов управления при отсутствии взаимосвязи между фазовыми координатами означает рост числа задач одноконтурного слежения,

которые летчик должен выполнять одновременно. При этом возникает вопрос: сказывается ли увеличение числа задач на характеристики действий летчика и системы самолет - летчик в каждом контуре, не приводит ли это к возникновению взаимосвязи между каналами? Отличия в действиях летчика для одноканальной и многоканальной систем определяются усложнением как процесса восприятия, так и отработки управляющего воздействия при увеличении числа каналов управления. В случае, если летчик распределяет свое внимание между несколькими стимулами, то пропускная способность каждого канала восприятия информации, определяемая долей внимания, уделяемого этому каналу f_i, уменьшается по сравнению со случаем одноконтурного слежения (см.гл.6). Очевидно, что улучшение динамики в одном из каналов должно привести к увеличению доли внимания, уделяемого другому каналу и наоборот. При разнесении информации на разные дисплеи, расположенные вне поля центрального зрения, стимулы могут восприниматься периферийным зрением, либо выполнение задачи будет сопровождаться сканированием взгляда. Таким образом, при многоканальном слежении влияние одного канала на другой возникает из-за перераспределения внимания, уделяемого воспринимаемой информации, и отличия самого процесса восприятия.

Возникновение взаимосвязи между каналами может произойти и при использовании одного двухканального рычага управления, отклонение которого в той или иной плоскости приводит к изменению лишь одной координаты. Неточность действий летчика в этом случае приводит к созданию помехи в другом канале.

Анализ и выявление особенностей проводится далее путем сопоставления результатов, полученных в задачах одноканального и двухканального слежения с использованием одного рычага при координатном и векторном способах представления информации (см. рис.1.4).

Особенности восприятия летчиком информации в рассматриваемом классе задач могут быть изучены путем введения в один из каналов (в дальнейшем называемого дополнительным) неустойчивого объекта управления с передаточной функцией $W_c=\lambda/(p-\lambda)$. Создание компенсаторной ситуации в этом контуре возможно и без входного сигнала, за счет ремнанты, которая постоянно выводит объект управления из состояния неустойчивого равновесия, заставляя летчика реагировать на возникающий сигнал ошибки $e_2(t)$.

В гл.3 показано, что критическое значение корня λ (λ_c) определяется эквивалентным временем запаздывания летчика τ и уровнем нормализованной спектральной плотности присоединенного к ошибке слежения шума $n_e(t)$, который, согласно результатам, приведенным в гл.6, увеличивается с ростом числа задач из-за снижения пропускной способности каждого канала. Оба эти параметра характеризуют процесс восприятия и их увеличение приводит к снижению значения λ_c. Сравнение λ_c, а также характеристик управляющих действий летчика, получаемых для случая одноканального и двухканального слежения, позволяет оценить изменение условий восприятия при увеличении числа задач и влияние на них способа представления информации и угла обзора дисплеев.

Анализ всех измеренных характеристик позволил выявить следующие особенности восприятия нескольких стимулов [15]:

1. При векторном способе представления информации практически не происходит снижения пропускной способности информационного канала восприятия, а следовательно, отсутствует распределение внимания летчика между каналами. Таким образом, коэффициент распределения внимания f_i (см.гл.6) в каждом канале остается примерно равным единице. Действительно, в этом случае получаемое значение показателя λ_c как при двухканальном, так и одноканальном слежении, когда летчик управляет лишь неустойчивым объектом, остается одним и тем же. Остаются практически неизменными и АФЧХ разомкнутой системы, а также параметры ее модели: частота среза ω_c и эквивалентное время запаздывания τ. До значений корня λ, достаточно близких к критическому λ_c, не изменяется и уровень спектральной плотности ремнанты,

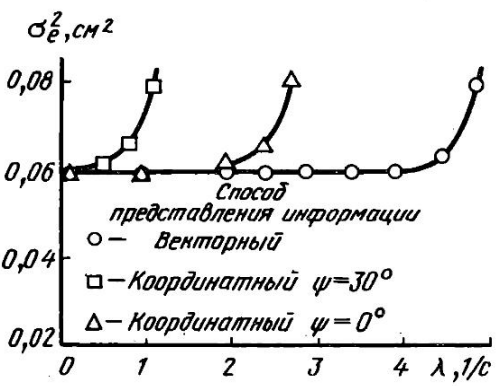


Рис.4.22. Сравнение способов представления визуальной информации по показателю загрузки внимания летчика

а также дисперсия ошибки слежения (рис.4.22). При дальнейшем увеличении λ из-за неточности действий летчика усиливается взаимосвязь каналов, что приводит к резкому возрастанию дисперсии ошибки слежения.

Вообще взаимосвязь между каналами из-за неточности действий летчика при использовании одного рычага с несколькими степенями свободы достаточно явно наблюдается при неудовлетворительной динамике объекта управления в каждом канале и особенно тогда, когда в одном из них периодически наблюдается "раскачка". Измерение всех элементов матрицы описывающих функций летчика или замкнутой системы (для рассматриваемого случая всех четырех ее элементов) позволяет понять возникающие закономерности в системе самолет - летчик и найти эффективное средство для снижения эффекта взаимосвязи.

2. При координатном способе представления информации, когда все стимулы передаются на один дисплей и находятся в центральном поле зрения, происходит распределение внимания летчика, приводящее к снижению пропускной способности восприятия информации в каждом канале ($f_i < 1$) и усилению взаимосвязи между каналами. Действительно, в этом случае в дополнительном канале управления происходит значительное уменьшение λ_c до 3 [1/с] (рис.4.22). Оно не приводит к увеличению запаздывания в действиях летчика. В то же время даже незначительное увеличение λ сопровождается существенным ростом уровня нормированной спектральной плотности ремнанты и дисперсии ошибки слежения, в основном канале (рис.4.22). Все это указывает на усиление взаимосвязи каналов, вызываемой, видимо, фактором распределения внимания летчика между стимулами.

3. При разнесении стимулов на отдельные дисплеи, один из которых попадает в поле периферийного зрения, восприятие передаваемой информации может происходить со сканированием взгляда или без него. Последнее отмечается, как правило, при значительном разнесении экранов (при $\psi > 15^\circ - 20^\circ$). В обоих вариантах восприятия отмечается значительное уменьшение показателя λ_c. Так, например, при $\psi = 35^\circ$ величина λ_c уменьшается до единицы. При восприятии без сканирования взгляда отмечается значительный рост уровня нормированной спектральной плотности ремнанты в том канале, где информация воспринимается периферийным зрением. При сканировании взгляда ремнанта возрастает в обоих каналах. Помимо роста шума сканирование приводит к уменьшению частоты среза разомкнутой сис-

темы в 1,2 - 1,5 раза, а также к увеличению эквивалентного времени запаздывания на 0,05 - 0,15 с.

Все приведенные результаты качественно остаются справедливыми для разных динамических характеристик объекта управления в основном канале.

Сравнивая различные способы передачи информации можно отметить, что векторный вариант является среди них наилучшим. Для него сохраняется точность слежения в максимальном широком диапазоне изменения корня λ. Не происходит увеличения уровня шума в каждом канале и сохраняется инвариантность частотных характеристик системы самолет - летчик. Они практически остаются такими же, что и при одноконтурном слежении. В случае невозможности представления информации векторным способом она должна концентрироваться на одном дисплее в центральном поле зрения. Перенос ее на разные дисплеи резко ухудшает все характеристики системы самолет-летчик при точном пилотировании, а также увеличивает загрузку летчика.

Увеличение числа каналов является также причиной ухудшения субъективных оценок летчиком процесса управления. Этот эффект можно объяснить, используя приведенный в гл.3 (см.рис.3.1) методический прием, основанный на введении дополнительной задачи - управлении неустойчивым объектом с передаточной функцией $W_c = \lambda/(p - \lambda)$, выполняемой на фоне основной задачи управления самолетом с передаточной функцией W_{c_1} и измерении показателя загрузки λ_n. Полагая, что летчик выполняет одновременно m независимых задач слежения, будем считать, что характеристика внимания, уделяемого еще одной побочной задаче λ_{n_m}, определяется параметрами λ_{n_i}, получаемыми в каждой отдельной i-й задаче следующим соотношением:

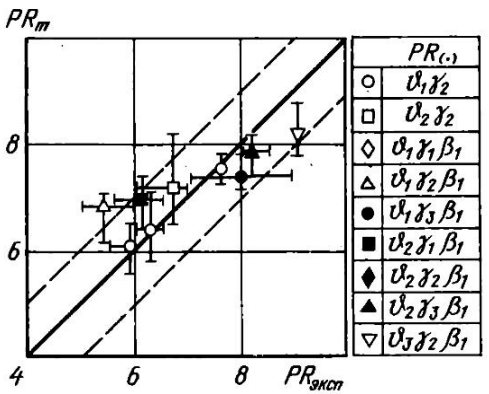


Рис.4.23. Соответствие между прогнозируемыми и полученными в экспериментах оценками летчика

$$\lambda_{n_m} = \prod_{i=1}^{m} \lambda_{n_i},$$

где с учетом выражения (4.2)

$$\lambda_{n_i} = \frac{PR_i - A}{B}.$$

Здесь PR_i - субъективная оценка летчиком динамических свойств одного канала управления.

Тогда выражение для суммарной оценки летчиком динамических свойств m каналов управления PR_m имеет вид

$$PR_m = A + B\,\lambda_{n_m} = A + \frac{1}{B^{m-1}} \prod_{i=1}^{m} (PR_i - A). \qquad (4.5)$$

На рис.4.23 дано сравнение суммарных оценок PR_m с экспериментальными $PR_{эксп}$, приведенными в работе [71] и полученными при оценивании процесса управления по крену (PR_{γ_i}), тангажу (PR_{ϑ_j}) и скольжению (PR_{β_k}), а также при их комбинациях ($PR_{\vartheta_j\beta_k}$, $PR_{\vartheta_j\gamma_i\beta_k}$, ...). Индексы (i,j, k) обозначают уровни (1,2,3) пилотажных оценок, к которым относятся исследовавшиеся в экспериментах варианты. В канале тангажа и крена исследовались три варианта передаточной функции объекта управления $W_c(j\omega)$, каждый из которых соответствовал одному из уровней оценок. В канале скольжения - один вариант, соответствующий первому уровню оценок (PR = 1 - 3,5).

4.2.3. Поведение летчика при многомодальном слежении

Отличие многомодальной от многоконтурной и многоканальной ситуаций слежения заключается в том, что в ней разные командные стимулы воспринимаются летчиком с помощью различных органов чувств. Принципиальная возможность использования помимо визуального других каналов информации рассмотрена в разд.4.1.4. Многомодальная сис-

тема самолет - летчик может быть образована искусственно с помощью специально созданных устройств - модальных дисплеев, ориентированных на восприятие стимулов определенным информационным каналом, параллельно с визуальным каналом. Их использование, как правило, сопровождается улучшением характеристик системы самолет-летчик. Так, например, передача информации об ошибке слежения одновременно через визуальный и тактильный каналы позволяет повысить точность на 20% и частоту среза разомкнутой системы на 30 - 50% [49]. Одновременная передача сигнала ошибки слежения через слуховой дисплей и на визуальный индикатор позволяет получить как большую частоту среза (примерно на 20%), так и точность [88]. Наиболее эффективно использование слуховых дисплеев совместно с визуальным при многоканальном управлении [87]. В канале, в котором он используется при выполнении задачи отслеживания глиссады, достигается улучшение точности на 15% в продольном и на 25% в боковом каналах.

Наибольший эффект достигается при использовании дополнительного кинестетического дисплея [81]. В этом случае переход к управлению даже неустойчивым объектом практически не сопровождается ростом загрузки и ошибки слежения. Кроме того значения этих показателей существенно меньше тех, которые получаются в экспериментах с использованием лишь одного визуального дисплея. Так например, в задаче отслеживания программного входного сигнала $i(t)$ комплексный показатель системы $J = \lambda_n/\sigma_e^2$, учитывающий показатель загрузки внимания λ_n и точность выполнения задачи σ_e^2, увеличивается примерно в 3 раза, когда передаточная функция объекта в основном контуре $W_c = k/(p^2 + 0{,}66p + 10)$ и в 20...25 раз, когда $W_c = k/p(p - 1)$. В задаче стабилизации показатель J возрастает в этих двух случаях, соответственно, в 30 и 170 раз. При этом летчик практически не использовал визуальную информацию.

Далее рассмотрены особенности многомодальной системы, образующейся естественным образом при воздействии на летчика в полете угловых и линейных ускорений. Влияние этих факторов сложно и неоднозначно, зависит от той задачи, которую выполняет летчик, а также целого ряда других переменных. Их роль оценим на примере исследования задачи стабилизации угла крена самолета на подвижном пилота-

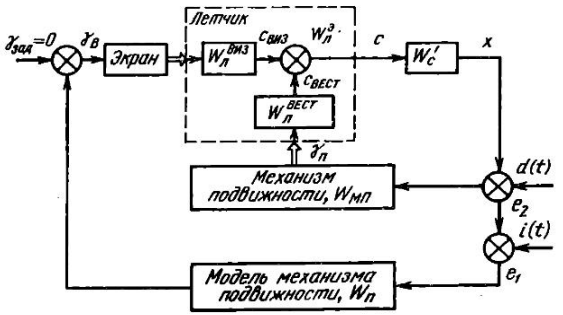


Рис.4.24. Представление действий летчика в условиях вращения пилотажного стенда

жном стенде в условиях воздействия турбулентности $d(t)$ или отслеживания входного сигнала $i(t)$.

Управляющие действия летчика в условиях вращения стенда могут быть представлены (рис.4.24) с помощью описывающих функций $W_л^{виз}(j\omega)$ и $W_л^{вест}(j\omega)$, определяющих соответственно реакции на визуально воспринимаемый сигнал ошибки стабилизации и на угол отклонения кабины стенда. В связи с тем, что при вращении кабины на полукружные каналы летчика воздействует не угол ее отклонения, а угловое ускорение, то описывающая функция летчика $W_л^{вест}(j\omega)$ будет учитывать операцию двойного дифференцирования. Приведенная на рис.4.24 двухмодальная система самолет - летчик отвечает требованиям соответствия информации, получаемой через визуальный и акцелерационные каналы. При этом динамика объекта управления представляется как $W_с = W_с' W_{мп}$, где $W_{мп}$ - модель механизма подвижности.

Для идентификации характеристик двух описывающих функций $W_л^{виз}(j\omega)$ и $W_л^{вест}(j\omega)$ на систему действуют два входных сигнала. Влияние подвижности может быть также оценено и путем измерения одной эквивалентной описывающей функции действий летчика $W_л^э$, вычисляемой согласно выражению (2.32) и определяющей реакцию летчика на визуальный сигнал в условиях воздействия на него ускорений.

Влияние на $W_л^э(j\omega)$ визуальной и акцелерационной информации различно в зависимости от того, какая задача выполняется летчиком. Действительно, согласно структурной схеме, приведенной на

рис. 4.24, в случае отслеживания входного сигнала i(t) или в случае стабилизации самолета при воздействии возмущений d(t), элементы $W_л^{вест}(j\omega)$ и $W_л^{виз}(j\omega)$ определяют $W^э_{л_i}$ и $W^э_{л_d}$ следующим образом:

$$W^э_{л_i} = W_л^{виз}/(1 + W_с\, W_л^{вест}); \qquad (4.6)$$

$$W^э_{л_d} = W_л^{виз} + W_л^{вест}. \qquad (4.7)$$

Из-за несоответствия правых частей выражений (4.6), (4.7) следует ожидать и разное влияние подвижности на характеристики эквивалентных описывающих функций действий летчика и системы, определяемых в эксперименте. Результаты такого сравнения приведены на рис.4.25, 4.26, 4.27.

Анализ результатов показывает, что при выполнении стабилизации угла крена при полете в турбулентной атмосфере введение подвижности приводит к увеличению частоты среза эквивалентной частотной характеристики разомкнутой системы примерно на 1 рад/с при значительном уменьшении эквивалентного времени запаздывания системы самолет - летчик на 0,15 - 0,2 с (см.рис.4.25). Такие изменения характеристик системы самолет - летчик связаны с трансформацией эквивалентной описывающей функции летчика $W^э_{л_d}$, что явно указывает на образование летчиком двухмодальной системы. При этом каждая из составляющих описывающей функ-

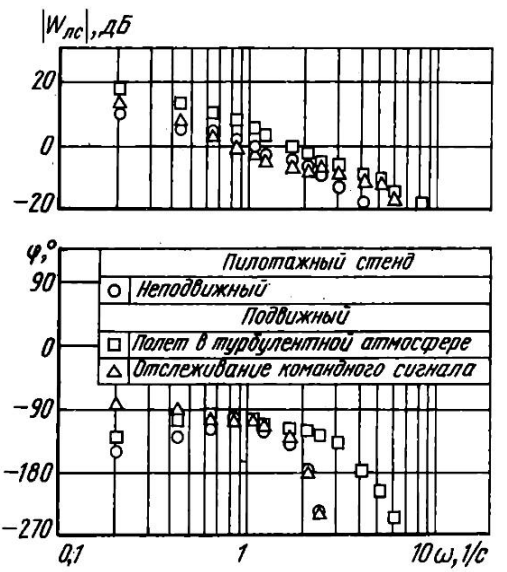


Рис.4.25. Влияние вращения пилотажного стенда на АФЧХ разомкнутой системы самолет - летчик

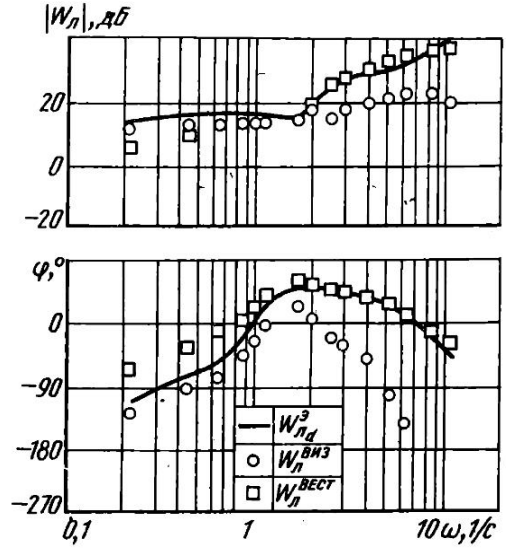


Рис.4.26. Влияние вращения пилотажного стенда на АФЧХ действий летчика

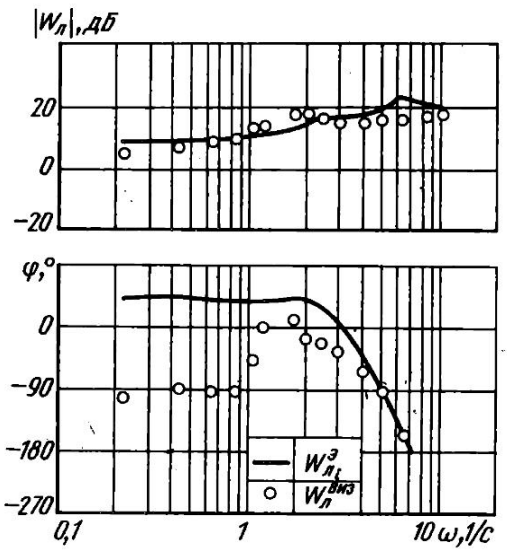


Рис.4.27. Влияние вращения пилотажного стенда на АФЧХ действий летчика

ции $W_{л_d}^{э}$ по разному влияет на нее в том или ином диапазоне частот. Так, (см. рис.4.26) в области средних и высоких частот эквивалентная описывающая функция действий летчика определяется главным образом его реакцией на акцелерационную информацию. В этом частотном диапазоне АФЧХ $W_л^{вест}$ и $W_{л_d}^{э}$ практически совпадают. Интересно также отметить, что в рассматриваемом диапазоне частот АЧХ этих функций пропорциональны частоте. Учитывая динамику полукружных каналов, которая в этом диапазоне частот может быть представлена характеристиками интегрирующего звена, а также то, что входным сигналом для них является не угловое положение самолета, а угловое ускорение, можно сделать вывод о том, что коррекция летчика, вводимая в ответ на реакцию полукружных каналов, имеет пропорциональный тип. В области низких частот результирующие действия летчика определяются главным образом его реакцией на ви-

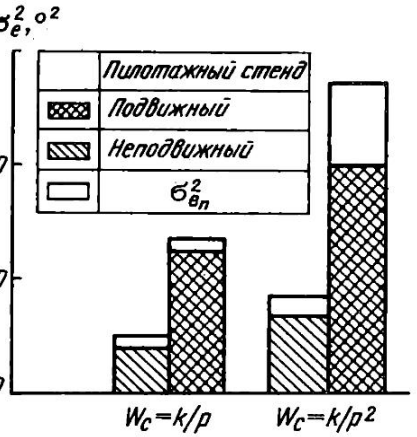


Рис.4.28. Влияние наличия акцелерационной информации на точность слежения

зуальную информацию (см. рис.4.26). Снижение эффективности акцелерационной информации здесь объясняется тем, что величины ускорений малы и лежат в пределах порогов восприятия.

Происходящее при введении подвижности улучшение точности стабилизации системы самолет - летчик особенно заметно (рис.4.28) при ухудшении динамических свойств объекта управления, когда процесс пилотирования сопровождается повышенным психофизиологическим напряжением. При этом также на 2 - 3 балла происходит улучшение субъективных оценок летчика [78]. Для таких объектов описывающие функции $W^{э}_{л}$ и $W^{вест}_{л_d}$ начинают быть сравнимыми при меньших частотах, что указывает на повышение роли акцелерационной информации.

Положительные эффекты восприятия ускорений отмечаются и в других задачах стабилизации. Так при ощущении движения кабины стенда и возникновении отказа в системе управления время его опознания до начала действий летчика уменьшается в 2 раза. Вертикальная скорость при посадке в экспериментах на подвижных стендах уменьшается в 1,35 и 3,5 раза соответственно для самолетов с удовлетворительными и неудовлетворительными характеристиками управляемости [18].

Иное влияние оказывает подвижность на характеристики системы самолет - летчик в процессе слежения за командным сигналом i(t). В этом случае восприятие летчиком ускорений приводит даже к незначительному уменьшению частоты среза разомкнутой системы, что связано с уменьшением коэффициента усиления эквивалентной описывающей функции $W^{э}_{л_i}(j\omega)$ (см.рис.4.27). Последнее качественно совпадает с результатами анализа соотношения

(4.6), устанавливающего влияние фактора акцелерационной информации $W_л^{вест}$ на $W_{л_i}^{э}$.

В области низких частот ($\omega<1$ (1/с)) для экспериментов характерно появление, по сравнению со случаем неподвижного стенда, дополнительного фазового опережения в действиях летчика (см.рис.4.27) и, следовательно, в ФЧХ разомкнутой системы (см.рис.4.25).

Анализ характеристик, полученных при выполнении задачи отслеживания командного сигнала i(t), показывает на существенное отличие $W_{л_i}^{э}$ от $W_л^{виз}$ в области низких частот, что связано с существенным влиянием акцелерационной информации ($W_л^{вест}(j\omega)$) на возникающее здесь фазовое опережение в эквивалентной описывающей функции $W_{л_i}^{э}$.

Такая особенность характерна для медленных движений кабины в условиях отсутствия линейного бокового перемещения кабины. Это объясняется тем, что $W_л^{вест}(j\omega)$ определяется главным образом реакцией летчика $c_{вест}$ на наклон кабины $\gamma_п$, т.е $W_л^{вест} = \frac{c_{вест}}{\gamma_п} = K_в$. Действительно, с учетом этого, для случая управления объектом с передаточной функцией $W_c = \frac{k}{p}$ приближенное выражение для $W_{л_i}^{э}$ включает в себя явное опережение:

$$W_{л_i}^{э} \cong \frac{1}{K_в} j\omega\, W_л^{виз}.$$

Полученный эффект влияния наклона кабины отсутствует при пилотировании или в экспериментах на стендах, имеющих боковое смещение кабины. Он может быть значительно снижен и другим способом, а именно за счет использования специальных фильтров возврата, корректирующих вращение кабины стенда. Исследование требований к таким фильтрам рассмотрено в гл.7.

Таким образом, при воздействии ускорений летчик образует многомодальную систему, в которой его действия значительно отличаются от действий в одноконтурной компенсаторной системе. Пренебрежение этим фактом может привести к неточным, а в отдельных случаях и к неверным результатам прикладных исследований.

4.3. Действия летчика в задачах преследования и предвидения

Все приведенные ранее результаты получены в классе задач компенсаторного слежения, где летчик реагировал на сигнал ошибки $e(t)$. Однако в ряде задач управления (см.гл.1) помимо сигнала $e(t)$ он воспринимает (или ему передается на экран дисплея) входной сигнал $i(t + \tau^*)$. При этом летчик действует либо в ситуации преследования ($\tau^* = 0$), либо предвидения ($\tau^* > 0$).

Ситуация преследования (рис.4.29). В этом случае летчик либо выделяет из рассогласования $e(t)$ командный входной сигнал $i(t)$, либо он отдельно передается на экран дисплея. К ситуации преследования относят также случай, когда летчиком воспринимается и реакция объекта управления $x(t)$.

Действия летчика в такой системе оцениваются с помощью нескольких описывающих функций. Для схемы, приведенной на рис.4.29, ими являются описывающие функции $W_л^e(j\omega)$ и $W_л^i(j\omega)$, определяющие соответственно реакции летчика на сигнал ошибки $e(t)$ и входной сигнал $i(t)$.

Отличие свойств системы самолет - летчик, характерных для ситуаций компенсаторного слежения и преследования, удобно оценивать с помощью эквивалентной описывающей функции разомкнутой системы $W_{лс}^э$, определяемой как

$$W_{лс}^э = \frac{S_{ci}(j\omega)}{S_{ei}(j\omega)}.$$

Для ситуации преследования (см.рис.4.29) можно получить, что

$$W_{лс}^э = \frac{W_c(W_л^i + W_л^e)}{1 - W_e W_л^i}.$$

Нетрудно показать, что с точки зрения уменьшения ошибки, действия летчика должны быть таковы, чтобы

$$W_л^i = \frac{1}{W_c}. \qquad (4.8)$$

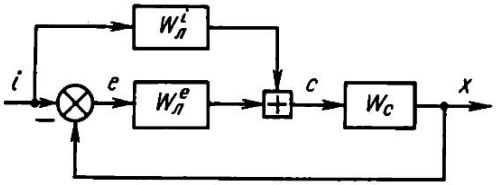


Рис.4.29. Представление действий летчика при слежении с преследованием

При этом АЧХ описывающей функции $W_{лс}^{э}(j\omega)$ будет существенно больше АЧХ $W_{лс}(j\omega)$, получаемой при компенсаторном слежении. Исследования [69,89] показывают, что вид и значения описывающих функций $W_л^i$ и $W_л^e$, степень отличия $W_{лс}^{э}$ от $W_{лс}$ определяются динамикой объекта управления, спектром входного командного сигнала i(t), а также внешним возмущением, которое может воздействовать на объект управления. Так например, при управлении объектами, имеющими модельную динамику, представляемую передаточными функциями $W_c = k/p(p-\lambda)$ и $W_c = k$, реакция летчика в значительной степени определяется описывающей функцией $W_л^i$. В этом случае, как видно из рис.4.30, примерно соблюдается равенство (4.8). Роль $W_л^i$ в формировании реакции летчика при управлении объектом $W_c = k/p$, а также при выполнении задачи в условиях воздействия дополнительных внешних возмущений существенно снижается [89]. Введение на экран дисплея индикации входного сигнала при управлении объектами с $W_c = k$, $W_c = k/p(p-\lambda)$, $W_c = k/p^2$ приводит к более высокой точности слежения (рис.4.31).

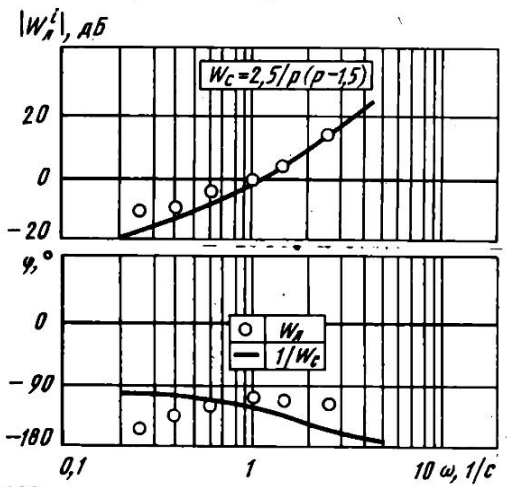


Рис.4.30. АФЧХ действий летчика при слежении с преследованием

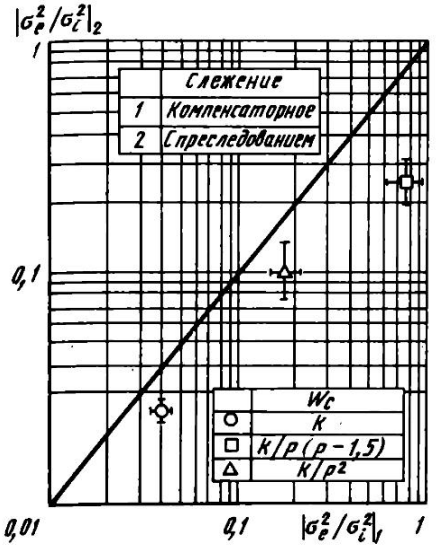


Рис.4.31. Сравнение точности компенсаторного слежения и слежения с преследованием

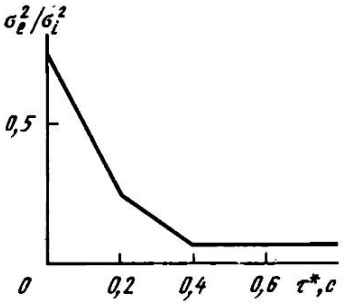


Рис.4.32. Зависимость точности слежения от интервала предвидения

Окончательно вопрос о целесообразности искусственного создания ситуации преследования должен решаться с учетом полного анализа всех характеристик, точности управления, загрузки летчика, его субъективных оценок.

Ситуация предвидения. Восприятие или передача на экран дисплея упреждающей информации $i(t+\tau^*)$ вызывает значительную трансформацию эквивалентной частотной характеристики действий летчика [76]. А именно, при увеличении τ^* от 0 до 0,2 с происходит рост коэффициента усиления примерно в 2,5 раза и уменьшение постоянной времени звена запаздывания модели эквивалентной описывающей функции действий летчика $W_л^э(j\omega)$ с 0,2 до 0 с. Как следствие, это приводит к значительному повышению точности слежения (рис.4.32). Увеличение постоянной времени предвидения τ^* сверх 0,4 с практически не сопровождается заметным улучшением точности слежения.

Глава 5

ПРОЦЕССЫ ВОСПРИЯТИЯ ИНФОРМАЦИИ И ОТРАБОТКИ УПРАВЛЯЮЩИХ КОМАНД

Восприятие информации и отработка управляющих команд осуществляется сенсомоторными системами человека. Эти системы в настоящее время достаточно хорошо изучены. Возможность подсоединения к их нервнопроводящим путям электродов, а также другие прямые измерения (фотографирование положения глаз, измерение воспринимаемого летчиком сигнала и др.) позволили определить структуру и взаимосвязи систем, их математические модели и характеристики.

5.1. Восприятие информации. Сенсорные системы

В задачах непрерывного управления определяющее значение имеет зрительная, акцелерационная информация, а также сигналы, поступающие от моторной системы. Последние генерируются при перемещении рычага и возникающем при этом усилии. Процесс их формирования рассмотрен отдельно в разд.5.2. В последние годы определенный интерес проявляется к исследованию возможности использования тактильной и звуковой информации в задачах непрерывного управления.

5.1.1. Основные характеристики процесса восприятия

Кроме хорошо известных пяти органов чувств (зрение, слух, обоняние, осязание, вкус) человек имеет и другие анализаторы: акцелерационный, кинестетический, температурный и др. Анализаторы состоят из рецепторов, выполняющих функции датчиков, и нервнопроводящих

путей, соединяющих рецепторы с сенсорными отделами головного мозга. Под воздействием раздражителя в рецепторах образуются биоэлектрические сигналы, которые передаются по нервным путям в головной мозг. Здесь они преобразуются в ощущения, а также в другие биоэлектрические сигналы, которые передаются обратно к рецепторам и обеспечивают их настройку в зависимости от характеристик воспринимаемых сигналов и других факторов. Наряду с центральными существуют также автономные периферические системы подстройки рецепторов. Всего известно порядка 200 типов рецепторов. Они подразделяются на экстрорецепторы, дающие информацию о внешнем мире (зрительный, слуховой, кожный, температурный, обонятельный, вкусовой); проприорецепторы, заложенные в мышцах, сухожилиях, коже и дающие информацию о движении и положении собственного тела; интерорецепторы, заложенные во внутренних органах и сосудах и дающие информацию о состоянии внутренних органов и самочувствии летчика (голод, жажда, боль и др.) [29].

Формирование ощущений представляет собой динамический процесс, который в общем случае описывается нелинейными дифференциальными соотношениями со случайными составляющими. Эти соотношения еще недостаточно изучены. Для различных анализаторов общими характеристиками и свойствами, которые прежде всего важно знать при анализе динамики системы самолет - летчик, являются следующие:

1. Абсолютный порог чувствительности J_0, под которым понимают минимальную интенсивность раздражителя, обнаруживаемую в 50% случаев. Величину этого порога выражают в единицах измерения раздражителя.

2. Дифференциальный порог чувствительности dJ, представляющий собой минимальную разницу в интенсивности раздражителя, обнаруживаемую в 50% случаев. Приближенно дифференциальный порог чувствительности связан с интенсивностью исходного раздражителя J соотношением Вебера

$$\frac{dJ}{J} = k,$$

где k - константа, различная для разных анализаторов. Поэтому чаще всего дифференциальный порог выражают в относительных величинах (dJ/J)100%. Для зрительного анализатора дифференциальный порог примерно равен 1%, для слухового - 10%, для акцелерационного - 10-15%, для тактильного - 30%.

3. Зависимость интенсивности ощущения S от силы раздражителя приближенно определяется законом Вебера-Фехнера (основным психофизиологическим законом)

$$S = a \ln J + \beta , \qquad (5.1)$$

где a и β - константы.

Этот закон достаточно точно описывает ощущения только при средних интенсивностях раздражителя. При пороговых или очень сильных величинах раздражителя он, как правило, не справедлив. Он не учитывает также адаптацию анализаторов при продолжительном действии раздражителя. В 1950-1960 гг. для описания зависимости ощущений от интенсивности раздражителя, начиная с абсолютного порога чувствительности анализатора J_0 в данных условиях (тем самым учитывается степень адаптации анализатора к этим условиям), предложено соотношение Стивенса

$$S = c(J - J_0)^n ,$$

где n - показатель степени; c - константа.

5.1.2. Восприятие зрительной информации

С точки зрения динамики системы самолет - летчик первостепенное значение имеет знание тех свойств зрительного анализатора, которые связаны с пространственно-временными характеристиками восприятий. Эти свойства и рассматриваются далее. Их выявление является непростой задачей ввиду отсутствия жесткой связи между передаваемым изображением и сигналом, поступающим в центральную нервную систему. Рассмотрим прежде всего физиологическое строение глаза. Его устройство, как оптической системы, показано на рис.5.1 [29]. Свет, проходя через отверстие в радужной оболочке *1*, называемое зрачком *2*, преломляется роговицей *3* и хрусталиком *4*. В результате на сетчатке *5*, выстилающей внутреннюю поверхность глазного яблока, образуется изображение внешних объектов. В сетчатке с помощью фоторецепторов (палочек и колбочек) изображение преобразуется в биоэлектрические сигналы, которые передаются в головной мозг, точнее в одну из его структур - "колликулус". Время передачи этих сигна-

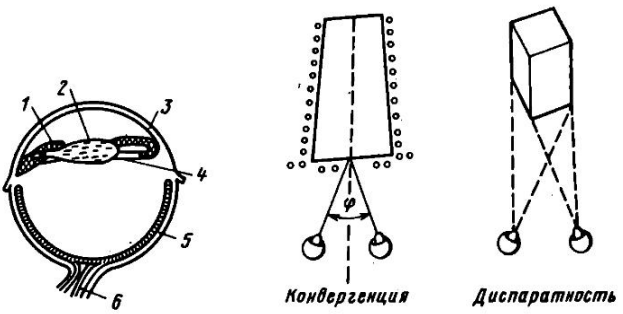


Рис.5.1. Строение глаза и свойства зрения:

лов составляет около 70 миллисекунд [39], а сам процесс можно описать с помощью звена чистого запаздывания.

Положение в пространстве человек определяет по структуре изображения визуальной обстановки на сетчатке глаза. При этом для оценки поступательных перемещений существенное значение имеет наличие в поле зрения хорошо знакомых ориентиров (взлетно-посадочная полоса, дома, деревья и т.п.). Такие ориентиры играют роль масштабного фактора. Кроме того, в оценке расстояния до тех или иных предметов и скорости их приближения играет также определенную роль некоторое различие изображений на сетчатке правого и левого глаза из-за их разнесенности, т.е. так называемая диспаратность или стереоскопичность зрения, а также напряжение мышц, обеспечивающих аккомодацию и конвергенцию глаз. Конвергенция - это свойство зрения сводить линии взора каждым глазом на рассматриваемый предмет (см.рис. 5.1), а аккомодация - изменение кривизны хрусталика для фокусировки на сетчатке изображения предметов в зависимости от расстояния до них. Среднее время нацеливания и фокусировки глаза 0,17 с. Диспаратность зрения может быть существенной при расстояниях до рассматриваемого предмета не больших 250-500 м. Конвергенция практически прекращается при расстояниях до наблюдаемого предмета свыше 6 м, а аккомодация - свыше 1,8 м.

Поле зрения для двух глаз при неподвижной голове составляет по горизонтали примерно $\pm 90^\circ$, по вертикали верх $+50^\circ$, вниз - 70°, а с учетом поворотов головы примерно $\pm 235^\circ$ по горизонтали и $\pm 90^\circ$ по вертикали. Точное восприятие зрительных сигналов возможно только в центральной (фовеальной) части поля зрения размером 2,5 - 3,0° от оси во все стороны. Опознание взаимного расположения и форм объектов возможно в границах: вверх 25°, вниз 35°, вправо и влево по

32° от оси зрения. При периферийном зрении предметы обнаруживаются, но не опознаются.

Разрешающая способность глаз составляет порядка $1'$ для центрального зрения и порядка $20'$ для периферийного зрения. Разрешающая способность ухудшается при вибрации и достигает $30'$.

В ряде работ считается, что оценка скорости сигнала происходит на уровне восприятия сигнала сетчаткой глаза. Этот вывод имеет ряд косвенных подтверждений. В частности, известно, что периферийное зрение явно демонстрирует повышенную чувствительность к скорости движущегося объекта или сигнала. Известно также, что при восприятии двух однородных объектов скорость меньшего по угловым размерам объекта завышается, а большего (близкого) - занижается (закономерность Броуна). Одной из важнейших характеристик зрительного анализатора являются пороги восприятия. Их учет позволяет решить ряд задач, например, правильно объяснить в некоторых случаях вызванные летчиком колебания самолета, полученную в гл.4 зависимость $\sigma_e^2/\sigma_i^2 = f(\sigma_i^2)$ и другие результаты.

На рис.5.2 приведены экспериментальные данные по порогам визуальной чувствительности человека, к перемещению горизонтальной передаваемой линии вверх-вниз (движению по тангажу ϑ), влево-вправо (движение по курсу ψ) и к ее вращению (движение по крену γ). Эти результаты получены на пилотажном стенде с неподвижной кабиной летчика. На экране перед кабиной, в которой находился испытуемый, воспроизводилось движение линии горизонта по гармоническому закону изолированно по каждой исследуемой степени свободы. В каждом

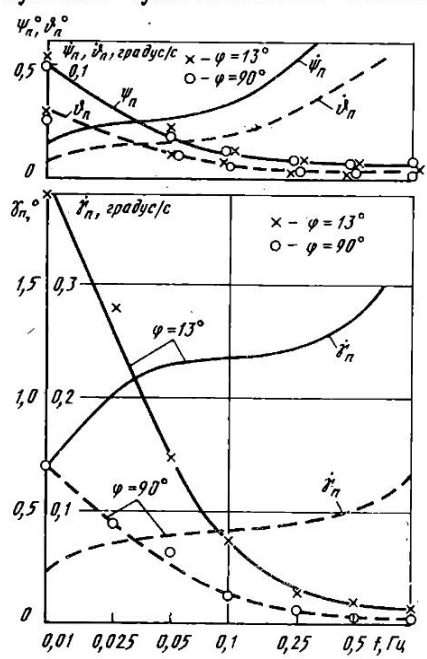


Рис.5.2. Пороги зрительного восприятия синусоидального движения самолета по курсу, тангажу и крену

опыте амплитуда движения кабины медленно увеличивалась от нуля до тех пор, пока испытуемый в кабине не начинал правильно определять направление движения. Амплитуда такого движения принималась за величину порога. Эти и другие данные [39] показывают следующее.

Пороги зрительной чувствительности летчика к угловому движению существенно зависят от его частотного состава. При низких частотах величины этих порогов значительны. Так, например, пороговые значения амплитуды перемещений самолета по рысканью и тангажу при частотах близких к нулевым составляют соответственно $0{,}6^\circ$ и $0{,}3^\circ$, в то время как на частотах около 0,5 Гц они становятся равными примерно $0{,}05^\circ$. Так как эти кривые получены при гармоническом входном сигнале, то с их помощью можно найти зависимости пороговых значений угловых скоростей $\dot{\vartheta}_{п} = \vartheta_{п}\omega$ и $\dot{\psi}_{п} = \psi_{п}\omega$. Из сравнения кривых, приведенных на рис.5.2, видно, что минимальные размеры зоны нечувствительности, а следовательно, наибольшее внимание при восприятии угловых скоростей достигаются в области низких частот. Минимальные пороги, а следовательно, и максимум внимания к воспринимаемым угловым движениям достигаются в области средних и высоких частот. Полученные зависимости могут быть использованы для определения конкретного порога для каждой исследуемой задачи. Для этого необходимо построить спектр воспринимаемого сигнала. Величины порогов приближенно определяются той частотой, на которой этот спектр имеет максимальное значение. Так в задачах стабилизации углового положения максимальное значение спектра лежит в районе 3-4 (1/с), где порог примерно равен $0{,}05^\circ$. Для этой частоты порог угловой скорости лежит в диапазоне 0,15-0,20 (град/с). В задачах стабилизации линейной координаты (например, отслеживание глиссады планирования) максимум спектра наблюдаемого сигнала не превышает 0,5 (1/с), где пороги примерно равны $0{,}1^\circ$.

Пороги визуальной чувствительности к движению крена существенно зависят также от угловых размеров изображения на экране (см.рис.5.2). Это влияние можно объяснить следующим образом. Для того чтобы повысить свою чувствительность, летчик оценивает наличие движения по элементам изображения с наиболее интенсивными наблюдаемыми угловыми смещениями. При движении самолета по тангажу и рысканью - это элементы, расположенные впереди летчика на уровне его глаз. Они воспроизводятся при любых угловых размерах экрана φ. Поэтому пороги чувствительности летчика к тангажу и рысканью не зависят от угла обзора. При изменении крена элементы с

наиболее сильными наблюдаемыми изменениями углового положения расположены на краю экрана. Это изменение положения обратно пропорционально $\sin \varphi$. В связи с этим и пороги визуального восприятия угла $\gamma_{\text{п}}$ крена изменяются в зависимости от угловых размеров изображения также обратно пропорционально $\sin \varphi$.

Этот факт согласуется с экспериментальными данными, представленными на рис.5.2.

Отметим также, что пороги визуальной чувствительности человека к движению в определеной степени зависят от наличия неподвижных предметов в поле зрения, от загруженности внимания и других факторов.

5.1.3. Восприятие акцелерационной информации

Действующие на летчика угловые и линейные ускорения существенно и сложным образом влияют на его деятельность, психофизиологическое состояние и процесс управления самолетом.

Восприятие летчиком линейных и угловых ускорений представляет собой сложный динамический процесс. В нем принимают участие различные сенсорные системы человека. Силами, которые непосредственно действуют на летчика при воздействии ускорений, являются силы давления со стороны кресла и привязных ремней, которые раздражают рецепторы кожи и вызывают реакцию тактильного анализатора. В результате действия ускорений и реакции на них нервно-мышечной системы происходит деформация различных органов и появляется напряжение в различных мышцах. Тем самым начинают работать рецепторы мышц - мышечные веретена и Голди-сухожилия. Однако ведущую роль в этом процессе, особенно при небольших величинах ускорений, играет вестибулярная система человека. Об этом, в частности, свидетельствуют эксперименты по сравнению результатов пилотирования на стенде с подвижной и неподвижной кабинами операторами с нормальным и нарушенным вестибулярными аппаратами. На это указывает и тот факт, что модели акцелерационных ощущений, построенные с учетом механизмов работы вестибулярного аппарата, которые будут рассмотрены далее, достаточно хорошо согласуются с экспериментальными данными. Для понимания закономерностей восприятия линейных и угловых ускорений целесообразно кратко рассмотреть устройство и принцип действия вестибулярного аппарата человека.

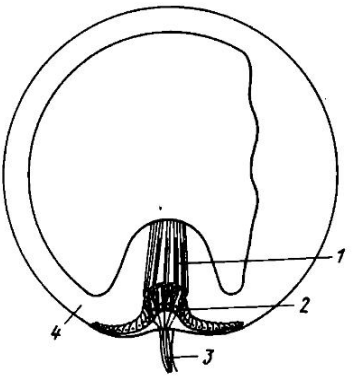


Рис.5.3. Строение полукружных каналов вестибулярного аппарата человека:
1 - купула; 2 - гребешок; 3 - вестибулярный нерв; 4 - полукружный канал

Чувствительными элементами вестибулярного аппарата являются полукружные каналы и отолиты, расположенные во внутреннем ухе. ***Полукружные каналы*** реагируют на угловые, а ***отолиты*** - на линейные ускорения относительно инерциального пространства.

Всего в вестибулярном аппарате содержится три полукружных канала, расположенных в трех взаимно-перпендикулярных плоскостях. Каждый из них реагирует на составляющую углового ускорения относительно оси, перпендикулярной плоскости, в которой он расположен. Полукружный канал представляет собой неподвижный относительно головы замкнутый канал тороидальной формы, заполненной вязкой жидкостью - эндолимфой (рис.5.3). В нем расположена так называемая купула, которая перегораживает поперечное сечение канала и опирается на пронизанный нервными окончаниями гребешок. При возникновении ускорения эндолимфа из-за инерционности опаздывает за вращением головы и связанных с ней стенками каналов. Кроме сил инерции на жидкость действует демпфирующая сила вязкого трения, возникающая при ее движении по стенкам, а также сила упругости, возникающая при деформации купулы из-за перемещения эндолимфы. Отклонение купулы приводит к деформации нервных окончаний и возбуждению в них импульсов, передаваемых через нерв в центральную нервную систему. Дифференциальное уравнение движения эндолимфы с учетом действующих на нее сил имеет вид

$$\theta \ddot{\epsilon} + \pi \dot{\epsilon} + \Delta \epsilon = \dot{\omega} \theta,$$

где θ - момент инерции эндолимфы относительно центра торового кольца; π - коэффициент силы вязкости (демпфирования); Δ - постоянная жесткости купулы; ϵ - угловое отклонение эндолимфы относительно головы; ω - составляющая углового ускорения головы относительно инерциального пространства, перпендикулярная к плоскости полукружного канала.

Применяя преобразование Лапласа к этому выражению, получим

$$\frac{\epsilon(p)}{\dot{\omega}(p)} = \frac{1}{p^2 + \frac{\pi}{\theta}p + \frac{\Delta}{\theta}}.$$

Учитывая, что $\frac{\pi}{\theta} > \frac{\Delta}{\pi}$, это выражение можно представить следующим образом:

$$\frac{\epsilon(p)}{\dot{\omega}(p)} = \frac{1}{(p + \alpha)(p + \beta)},$$

где $\alpha = \Delta/\pi$ и колеблется в пределах от 0,04 до 0,2 (1/с) (среднее значение 0,1 (1/с)), а $\beta = \pi/\theta$ - от 4 до 300 (1/с) (среднее значение этого коэффициента 10 (1/с)).

Приведенное выражение положено в основу широко известной модели Л.Янга формирования ощущения угловой скорости [91]. Эта модель (рис.5.4) учитывает фактор запаздывания в оценке ощущения (которое описывается звеном $e^{-p\tau}$), адаптацию человека к длительному ускорению ($W_{ад} = p/(p+0,033)$), а также зону нечувствительности (порог) восприятия. Величина порога и ее зависимость от различных факторов рассмотрена в конце настоящего раздела. Анализ АФЧХ рассматриваемой модели показывает, что в частотном диапазоне угловых движений самолета (ω = 0,1-10 (1/с)), полукружный канал действует как интегрирующее звено. Таким образом, субъективные ощущения летчика пропорциональны угловой скорости вращения самолета.

Отолиты являются датчиками линейных ускорений. Они представляют собой желатинную массу, имеющую большую плотность, чем окружающая жидкость. Отолит может перемещаться в пределах 0,1 мм по так называемому слуховому пятну. Изгиб чувствительных нервных окончаний, пронизывающих отолитную массу, генерирует в них импульсы, передаваемые в отделы головного мозга. Движение отолита в жидкой среде, так же как и эндолимфы в порукружном канале, может быть представлено с помощью гидромеханической системы и описывается системой дифференциальных уравнений. Входным воздействием для ото-

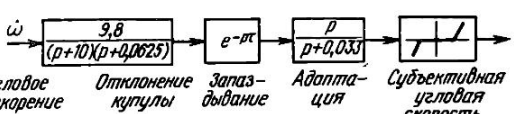


Рис.5.4. Модель восприятия угловых ускорений (Янг Л.)

литов является $\ddot{y}(t)$ - проекция вектора ускорения относительно инерциального пространства $\bar{a} - \bar{g}$ (где $\bar{a}$ - вектор линейного ускорения самолета: $\bar{g}$ - вектор ускорения силы тяжести) в направлении перемещения отолита, т.е. $\ddot{y} = |\bar{a} - \bar{g}| \cos\Phi$, где Φ - угол между вектором $(\bar{a} - \bar{g})$ и направлением X.

Полное ускорение отолита в направлении X

$$\ddot{X} + |\bar{a} - \bar{g}| \cos\Phi.$$

Таким образом, уравнение его движения имеет вид

$$M\left[\ddot{X} + |\bar{a} - \bar{g}| \cos\Phi\right] = -B\dot{X} - KX + F_B,$$

где M - масса отолита; B и K - коэффициенты сил демпфирования и жесткости, возникающих при перемещении отолита; F_B - гидродинамическая сила, связанная с давлением перемещающейся жидкости плотности ρ_e, в которую погружен отолит, имеющий объем V. Согласно закону Архимеда $F_B = -\ddot{y}\rho_e V$.

Используя преобразование Лапласа для этого выражения и обозначая $(\bar{g} - \bar{a})$ через $\bar{f}$, получим следующую передаточную функцию:

$$\frac{X}{|\bar{f}|\cos\Phi} = \frac{M - \rho_e V}{Mp^2 + Bp + K}.$$

На рис.5.5 приведена структурная модель отолита, разработанная Л.Янгом [91], со средними значениями всех параметров. Без учета зоны нечувствительности можно получить следующую передаточную функцию отолита, определяющую субъективное ощущение ускорения,

$$W_{от} = \frac{p + 0,076}{p + 0,19} \frac{1}{0,75p + 1}.$$

В области рабочих частот действий летчика это выражение можно упростить, а именно

$$W_{от} = \frac{1}{0,75p + 1}.$$

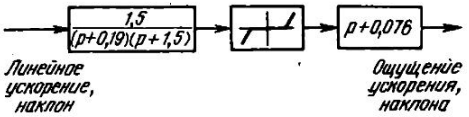


Рис.5.5. Модель восприятия линейных ускорений и наклонов (Янг Л.)

В исследованиях системы самолет - летчик под входным воздействием удобно понимать перегрузку $\bar{n}=\bar{f}/g$. Тогда выходным сигналом является ее субъективное ощущение.

Экспериментальные исследования порогов восприятия угловых скоростей ω_x, ω_y, ω_z и перегрузки n_y, выполненные на пилотажном стенде с частотами вращения и линейного перемещения кабины, варьируемыми в диапазонах 0,05 - 0,5 Гц (при оценке ω_x, ω_y и ω_z) и 0,5 - 5 Гц (при оценке n_y), показали, что пороги восприятия угловых скоростей и перегрузок практически не зависят от частоты входного сигнала. Этот результат косвенно указывает на то, что элементы с зонами нечувствительности корректно введены в рассмотренных моделях восприятия ускорений и перегрузок.

Полученные для различных испытуемых средние пороговые значения нормальных перегрузок и угловых скоростей при изолированных движениях по каждой степени свободы приведены в табл.5.1.

Следует отметить, то все приведенные результаты получены в условиях отсутствия отвлекающих факторов, когда все внимание летчика было направлено на восприятие ускорения. В случае, если оценка акцелерационной информации происходит на фоне выполнения каких-

Таблица 5.1

Признак порогового ощущения	Порог угловых скоростей, град/с			Порог перегрузки n_y
	крена	тангажа	рыскания	
Едва заметные ощущения	2,7	1,5	0,6	0,005
Различается направление движения	4,5	2,2	0,9	0,01

либо логических операций или задач управления, то величины порогов возрастают. Согласно [50] увеличение порогов чувствительности перегрузки по осям X, Y, Z происходит соответственно на 25, 50 и 100%. Аналогичное возрастание на 40 и 80% отмечается и при восприятии соответственно угловых скоростей ω_y и ω_z. Величины порогов возрастают также, если летчик не ожидает воздействия акцелерационной информации. Согласно [50] этот рост происходит в 2,5 раза по угловым скоростям и в 2 раза по перегрузкам.

На чувствительность летчика к угловому движению существенно влияет действие перегрузок. Как показали эксперименты, при воздействии случайно распределенных нормальных перегрузок с частотным составом от 0 до 0,5 Гц, характерном для полета самолетов, пороги чувствительности летчика к угловому движению возрастают и могут быть приближенно оценены согласно соотношению

$$\omega_{п} = \omega_{по}(1 + 30\sigma_{n_y}) \text{ при } \sigma_{n_y} < 0{,}1,$$

где $\omega_{по}$ – пороги чувствительности при изолированных угловых движениях, значение которых даны в табл.5.1; σ_{n_y} – среднеквадратическое значение приращения (относительно $n_y = 1$) нормальных перегрузок.

В аналогичных экспериментах, проведенных совместно с Г.В.Буньковым, определялся также и дифференциальный порог чувствительности человека к приращению нормальной перегрузки. Оценивалась чувствительность испытуемого к приращению перегрузки относительно основной перегрузки, изменяющейся в виде прямоугольных колебаний с периодом 2 с (т.е. длительность участков с постоянной перегрузкой составляла 1 с). Амплитуда таких колебаний варьировалась от 0 до

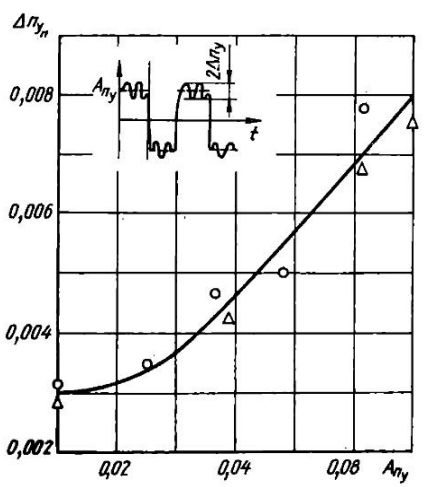


Рис.5.6. Пороги чувствительности человека к приращению нормальной перегрузки (дифференциальный порог)

0,06 единиц перегрузки. К таким прямоугольным колебаниям добавлялись гармонические колебания с частотой 3 Гц. Величина порога чувствительности человека к высокочастотной составляющей нормальной перегрузки при различных уровнях основной перегрузки определялась так же, как в предыдущих экспериментах. Полученные для одного испытуемого данные приведены на рис.5.6. Видно, что при величинах основной перегрузки больших $n_{y_o} = 0{,}015 - 0{,}02$ дифференциальные пороги чувствительности к приращению перегрузки ($\Delta n_{y_п}$) возрастают приблизительно по линейному закону, т.е. $\Delta n_{y_п} / n_{y_o} = \text{const}$. Это подтверждает справедливость закона Вебера - Фехнера применительно к перегрузкам. Относительная величина дифференциального порога чувствительности человека к нормальной перегрузке при таких значениях основной перегрузки составляет примерно 10-15%.

5.1.4. Восприятие тактильной и звуковой информации

Тактильная информация воспринимается практически всеми участками тела. Ее декодирование происходит на подсознательном уровне в том случае, если передаваемая информация связана с состоянием внешнего мира (холод, тепло и т.д.). Успех распознания непрерывной информации (стимула e(t)) через тактильный канал в наибольшей степени, по сравнению с другими каналами, зависит от способа кодировки участка тела, воспринимающего информацию, а также уровня тренированности летчика. Существенность последнего фактора связана с высокой вариабильностью способности человека декодировать тактильную информацию.

В большинстве исследований стимулы подавались на участки тела, активно перемещающиеся в процессе управления. В более поздних работах [41,49,59] показано, что подача информации на участки тела, находящиеся в относительном покое (грудь, спина и т.д.), позволяет получить более высокую точность слежения. В этом случае предоставляется возможность увеличить поверхность тела, воспринимающего информацию, и реализовать более сложную кодировку сигнала. Как правило, все тактильные дисплеи являются вибрационными и передают информацию в виде импульсов.

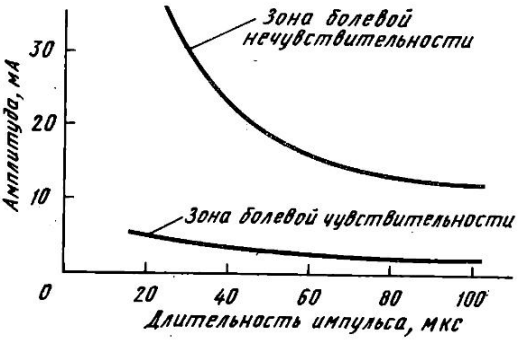


Рис.5.7. Допустимый диапазон сигнала тактильного дисплея

Продолжительность их действия (T_0) и длительность интервалов между ними, так называемая скважность (T_1), должны находиться в определенном соотношении. Так, значения T_0= 200-300 мкс и T_1= = 400-600 мкс обеспечивают наивысшую точность при расшифровке тактильной информации [41].

Величина амплитуды импульсов также является существенным фактором. Диапазон их изменения с одной стороны ограничивается зоной нечувствительности, а с другой - болевыми ощущениями (рис.5.7).

Звуковая информация также как и тактильная должна кодироваться при передаче командного стимула. При этом наилучшие амплитудные и частотные диапазоны этого сигнала соответственно равны 60...100 дБ и 1000...4000 Гц.

5.2. Нервномышечная система человека-оператора

5.2.1. Общее физиологическое строение нервномышечной системы

Нервномышечная (моторная) система человека обеспечивает передачу усилий и перемещений к рычагам управления. Она состоит из сенсомоторного центра головного мозга, формирующего команду о перемещении рычага; нервнопроводящих путей, расположенных в стволе головного мозга; периферийной системы, осуществляющей перемещение конечности (или передачу усилия) и связанного с ним рычага управления.

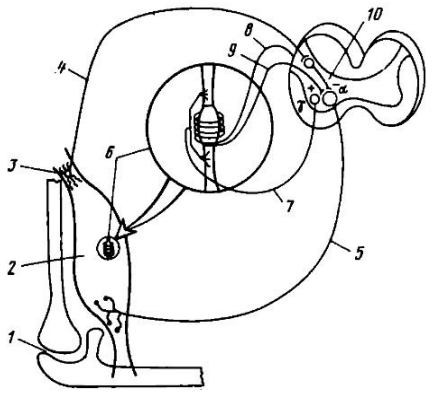


Рис.5.8. Периферийная часть нервномышечной системы:
1 - сочленение; 2 - мышца; 3 - Голди-сухожилие; 4 - нерв Типа Ia (от Голди-сухожилия); 5 - α-моторный нерв; 6 - мышечное веретено; 7 - γ-моторный нерв; 8 - нерв типа Ia (от мышечного веретена); 9 - нерв типа II; 10 - ствол спинного мозга

Периферийная часть моторной системы (рис.5.8) любого сочленения (*1*) состоит из сжимающей и разжимающей мышц (*2*), в местах сочленения которых с костной тканью находятся Голди-сухожилия (*4*), воспринимающие возникающие усилия и передающие с помощью нерва типа I_a (*4*) пропорциональные им сигналы в спинной мозг (сокращение мышц происходит при передаче к ним импульсов, поступающих от α-моторного нерва (*5*)). Одним из важнейших элементов периферийной части моторной системы является мышечное веретено (*6*). В каждой мышце находится 50-80 таких элементов. Центральная часть мышечного веретена (нейронный мешок) является ее основным чувствительным элементом. От нее отходят мышечные волокна, к которым подсоединены нервные окончания γ-моторного нерва (*7*). Через этот нерв от центральной нервной системы, также как и от α-моторного нерва, могут передаваться командные сигналы, приводящие к изменению длины мышечного веретена. Различают два вида волокон. Один из них - статическое волокно (или статическое гамма-волокно), реагирует на сигнал, поступающий от γ-нерва, а другой - динамический (динамическое гамма-волокно) реагирует на скорость его изменения. При поступлении командного сигнала от γ-моторного нерва в веретене происходит деформация нейронного мешка и, как следствие, изменение частоты генерации импульсов в нервных окончаниях, охватывающих нейронный мешок. Информация об этом поступает в спинной мозг через нервы типа I_a (*8*) и II (*9*), что приводит к изменению пульсации в α-моторном нерве в стволе спинного мозга (*10*) и вызывает соответствующее сокращение мышцы.

Одним из путей возбуждения α-моторного нерва является удлинение растягивающей мышцы, происходящее при приложении внешней силы. Возникающая при этом деформация нейронного мешка удлиненной мышцы приводит к изменению пульсации нервов типа I_a и II, что в стволе спинного мозга передается в α-моторный нерв. Это вызывает сокращение растягивающейся мышцы, уменьшая ее удлинение от действия внешнего фактора. В случае, если какие-либо внешние факторы вызывают укорачивание мышцы, активность α-моторного нерва падает, что вызывает реакцию, обратную уменьшению ее размеров. Таким образом, комбинация элементов, состоящая из α-моторного нерва, нерва типа I_a и II, мышечного веретена, обеспечивает нервномышечную систему отрицательной обратной связью, осуществляющей стабилизацию длины мышцы. На основании всего вышеизложенного можно сделать вывод о возможности изменения длины мышцы двумя путями:

прямым (непосредственно через α-моторный нерв);

косвенным (через γ-моторный нерв к мышечному веретену и далее через описанную ранее связь к α-моторному нерву).

Если мышечное веретено воспринимает суммарный сигнал, определяемый местным положением мышцы и командным сигналом, поступающим от α-моторного нерва, то результирующее положение руки фиксируется рецепторами сустава (на рис.5.7 не показано). Считается [65], что эта информация поступает непосредственно в центральную нервную систему и при малых отклонениях рычага управления вообще летчиком не учитывается.

5.2.2. Математические модели элементов моторной системы

Математическая модель мышцы и системы рука - рычаг управления. При построении математической модели мышцы можно воспользоваться двумя экспериментально полученными зависимостями, приведенными в [70]. Одна из них - статическая P(L,f) (рис.5.9), определяющая зависимость напряжения в мышце P, полученная при ее различной, но в каждом эксперименте фиксированной длине L и частоте пульсации f внешнего тока, подводимого к α-моторному нерву. Другая (рис.5.10) - динамическая F(P,V), определяющая силу F, развиваемую мышцей при ее сокращении с различными скоростями V (при V = 0 усилие F = P). Раскладывая зависимость P(L,f) относительно неко-

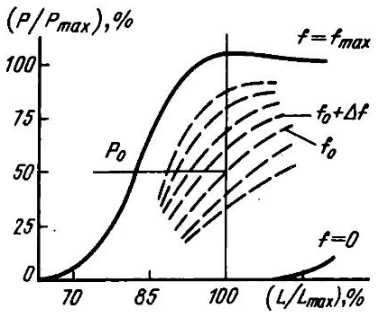


Рис.5.9. Статическая характеристика мышцы

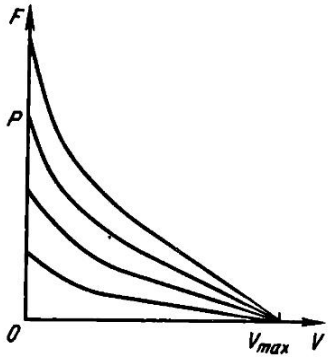


Рис.5.10. Динамическая характеристика мышцы

торой начальной точки $P_0(f_0,L_0)$ в ряд Тейлора и ограничиваясь первым членом разложения, получим

$$P = P_0(L_0,f_0) + \frac{dP}{df}(f - f_0) + \frac{dP}{dL}(L-L_0)$$

или

$$P = P_0 + C_f\Delta f - k_m\Delta L, \qquad (5.2)$$

где Δf - изменение пульсации; ΔL - изменение длины мышцы (при сжатии $\Delta L > 0$).

Достаточно хорошей аппроксимацией второй зависимости является выражение вида

$$F = \frac{P(1 - V/V_m)}{1 + V/\beta},$$

где V_m - максимальная скорость сокращения мышцы; β - некоторая константа; P - напряжение мышцы при $V = 0$.

Раскладывая функцию $F(P,V)$ в ряд Тейлора и ограничиваясь первым членом, получим

$$F(P,V) = F_0 + \frac{dF}{dP}\Big|_{V=V_0}(P - P_0) + \frac{dF}{dV}\Big|_{P=P_0}(V - V_0). \qquad (5.3)$$

Нетрудно найти, что

$$\left.\frac{dF}{dP}\right|_{V=V_0} = \frac{1 - V_0/V_m}{1 + V_0/\beta}, \quad \left.\frac{dF}{dV}\right|_{P=P_0} = -P_0\frac{(1/\beta + 1/V_m)}{(1 + V_0/\beta)^2}.$$

Тогда, если движение мышцы происходит относительно начального положения, где $V_0=0$, то

$$\left.\frac{dF}{dP}\right|_{V_0=0} = 1; \quad \frac{dF}{dV} = -P_0(1/\beta + 1/V_m).$$

Здесь $F_0 = P_0$.

С учетом этого, выражение (5.3) будет иметь вид

$$F = P - P_0(1/\beta + 1/V_m)\Delta V.$$

Подставляя сюда (5.2) и обозначая

$$1/\beta+1/V_m = C_p; \; b_m = P_0C_p; \; \Delta L = x_m \text{ и } \Delta V = \dot{x}_m,$$

нетрудно получить следующее уравнение, определяющее усилие развиваемой мышцей:

$$F = P_0 + C_f\Delta f - b_m\dot{x}_m - k_m x_m.$$

Таким образом, механическим аналогом мышцы является система, состоящая из генератора силы $P_0+C_f\Delta f$, демпфера с коэффициентом демпфирования b_m и пружины с жесткостью k_m. Если мышца относится к типу сжимающих - разжимающих мышц, то перемещение присоединенной к ней конечности будет происходить только тогда, когда генератор создаст усилие $C_f\Delta f$. На рис.5.11 изображена достаточно полная модель системы "рука-рычаг управления", в которой учтены масса конечности (руки) m_L, внешние силы F(c), возникающие из-за нелинейности, люфтов и других эффектов проводки управления, нежесткости соединений мышцы и сухожилия (k_T), руки и рукоятки рычага (k_i), а также наличия демпфирования в последнем

соединении (b_i). Механический аналог рычага управления здесь представлен системой, определяемой собственной массой m_c, демпфированием b_c и жесткостью k_c. Еще более полная модель системы "рука - рычаг управления" приведена в работе [33]. Уравнения движения системы (см.рис.5.11), составленные из условия равенства нулю всех сил, действующих по координатам c (перемещение рычага), x_L (перемещение конечности), x_m (перемещение мышцы) имеют вид

$$\begin{vmatrix} \left[m_c p^2+(b_c+b_i)p+(k_c+k_i)\right] & (-k_i-b_i p) & 0 \\ -k_i-b_i p & m_L p^2+b_i p+k_i+k_T & -k_T \\ 0 & -k_T & b_m p+k_m+k_T \end{vmatrix} \begin{vmatrix} c \\ x_L \\ x_m \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} F(c) \\ 0 \\ C_f \Delta f \end{vmatrix}. \quad (5.4)$$

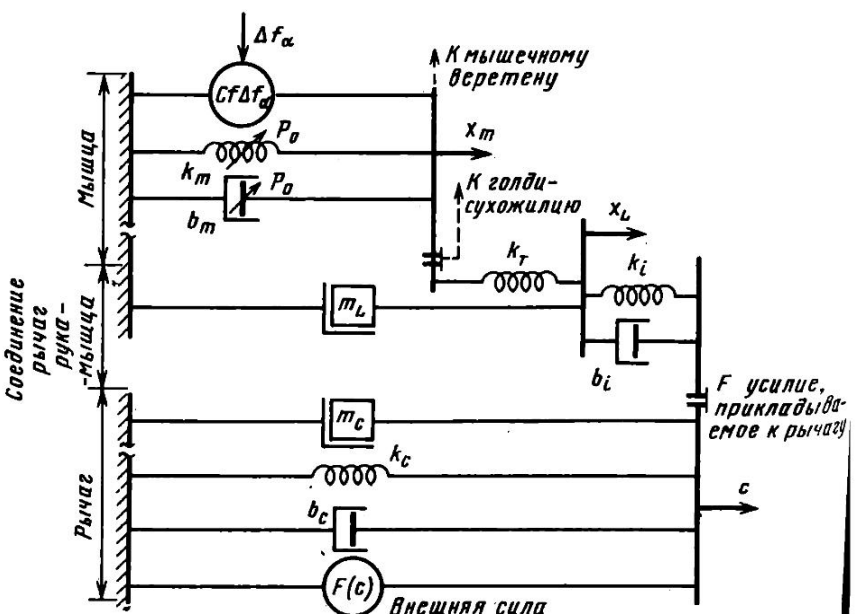


Рис.5.11. Механический аналог системы "рука-рычаг управления"

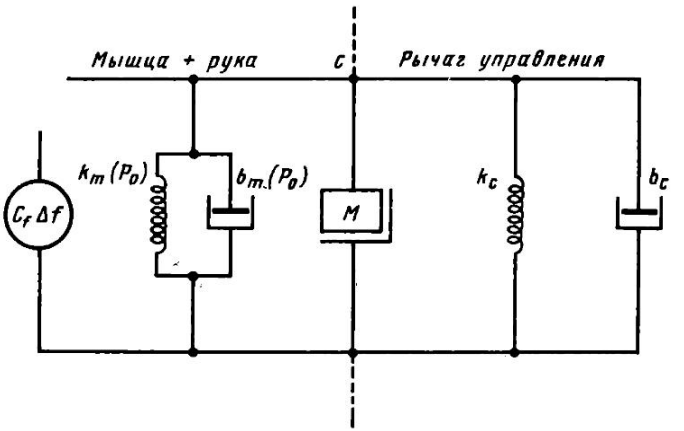


Рис.5.12. Упрощенный механический аналог системы "рука-рычаг управления"

Такая система имеет определитель пятого порядка. Многие из его корней лежат в области нерабочих частот летчика ($\omega > 2 - 3$ Гц). Это позволяет упростить полученную модель. Простейший вариант получается при пренебрежении динамикой соединений мышцы с сухожилием и руки с рукояткой рычага, т.е.при предположении, что k_i и $k_т$ бесконечно большие величины, а $b_i = 0$. Тогда механический аналог системы рука - рычаг управления существенно упрощается (рис.5.12), а ее передаточная функция имеет вид

$$\frac{C}{\Delta f} = \frac{C_f/M}{p^2 + \left[\frac{b_m(P_0) + b_c}{M}\right]p + \frac{k_m(P_0) + k_c}{M}}, \qquad (5.5)$$

где M - масса руки и рычага управления; k_c - коэффициент жесткости пружины рычага управления; b_c - коэффициент демпфирования рычага управления.

Исследования показывают, что коэффициент относительного демпфирования

$$\xi = \frac{1}{2}\frac{b_m(P_0) + b_c}{\sqrt{(k_m + k_c)M}} > 1.$$

Тогда передаточную функцию (5.4) можно записать так:

$$\frac{C}{\Delta f} = \frac{C_f/M}{(p + 1/T_{m_1}(P_0))(p + 1/T_{m_2}(P_0))},$$

причем $1/T_{m_2} \gg 1/T_{m_1}$ при $b_m \gg b_c$.

$$\frac{1}{T_{m_1}} = \frac{k_m + k_c}{C_p}\frac{1}{P_0}; \quad \frac{1}{T_{m_2}} = \frac{C_p}{M}P_0.$$

Из полученных выражений видно, что увеличение начального напряжения P_0 приводит к более значительному разнесению частот $1/T_{m_1}$ и $1/T_{m_2}$. Увеличение жесткости пружины вызывает увеличение частоты среза этой системы, что качественно совпадает с результатами экспериментальных исследований.

Более точная модель рассматриваемой системы имеет определитель третьего порядка, а соответствующая ему передаточная функция

$$W = \frac{\bar{k}_m}{(T_n p+1)(p^2+2\xi\omega_n p_n+\omega_n^2)}.$$

Достаточно просто оценить значения этих корней можно для случая малоразмерного рычага управления, у которого приближенно можно считать m_c равной нулю. Считая также, что в этом случае $b_c = b_i = 0$, можно получить следующие выражения для определителя системы (5.4):

$$\Delta(p) = k_i m_L b_m\left[1 + \frac{k_c}{k_i}\right]\left[p^3 + \frac{k_m + k_T}{b_m}p^2 + \frac{k_T}{m_L}\left[1 + \frac{k_c/k_T}{1+k_c/k_i}\right]p + \right.$$

$$\left. + \frac{k_T k_m}{m_L b_m}\left[1 + \frac{k_c(1/k_m + 1/k_T)}{1 + k_c/k_i}\right]\right].$$

Свободный член этого выражения, находящийся в квадратных скобках, определяет частоту колебательного движения системы "рука - рычаг управления". Нетрудно видеть, что по мере увеличения жесткости он растет, а следовательно, растет и частота рассматриваемой системы. Действительно, при $k_c = 0$ (рычаг без загрузки) он равен $k_T k_m / m_L b_m$, а при $k_c \to \infty$ (неподвижный рычаг) его величина возрастает и соответствует

$$\frac{k_T k_m}{m_L b_m}\left[1 + k_i(1/k_m + 1/k_T)\right].$$

Рост частоты системы при увеличении жесткости следует и из рассмотрения простейшего выражения (5.5). Этот вывод согласуется с результатами экспериментальных исследований, приведенных в гл.4.

Измерения частотных характеристик мышцы, проведенные на существенно разных временных интервалах, не выявили каких-либо практических различий. Этот результат позволяет сделать вывод о том, что при работе мышцы практически не появляется шума, а ее динамические параметры не меняются.

Математическая модель мышечного веретена. Статические и динамические гамма-волокна, составляющие основную часть мышечного веретена, являются по сути мышечными волокнами. Поэтому для их описания можно воспользоваться рассмотренным ранее механическим аналогом мышцы. Механическая модель аналога динамического гамма-волокна содержит: генератор силы $P_d = P_{d_0} + C_f \Delta f_d$, возбуждаемый γ-нервом (P_{d_0} - начальное напряжение; Δf_d - частота пульсации); демпфер с коэффициентом демпфирования $b_n(P_{d_0})$; пружину, имеющую жесткость $k_d(P_{d_0})$. За исключением демпфера (ввиду малости его коэффициента демпфирования) механический аналог статического гамма-волокна, прикрепленный к аналогу динамического гамма-волокна, имеет те же элементы. Его коэффициент жесткости равен k_n, а генератор силы $P_s = P_{s_0} + C_f \Delta f_s$. К механическому аналогу динамического волокна крепится нейронный мешок, имеющий определенную жесткость

k_s. Его реакция пропорциональна изменению длины мышцы c(t), в которой находится мышечное веретено. В [70] показано, что действие генератора силы $P_s = P_{s_0} + C_f \Delta f_s$ эквивалентно подаче на вход замкнутой нервномышечной системы (или нейронного мешка) командного сигнала $\gamma_c(t)$. С учетом этого эффективным входным сигналом для нейронного мешка является разность γ_c - c. В общем случае выражение для $x_s(p)$ имеет следующий вид:

$$x_s(p) = \frac{k_r(p + 1/T_k)(\gamma_c(p) - c(p)) + P_d(p)/b_n}{(p + 1/aT_k)},$$

где $1/T_k = k_n/b_n$; $1/aT_k = (k_r + k_n)/b_n$; $1/k_r = 1/k_n + 1/k_s$. Таким образом, если входной сигнал - изменение длины мышцы "c" и/или сила, возникающая в статическом волокне, то сигнал, поступающий в спинной мозг, формируется следующей передаточной функцией:

$$W = \frac{k_r(p + 1/T_k)}{p + 1/aT_k},$$

где $1/T_k = f(P_{d_0})$; $1/aT_k = f(P_{d_0}, P_{s_0})$.

Реакция мышечного веретена на стимулирование динамического гамма-волокна определяется передаточной функцией вида

$$W = \frac{1/b_n}{(p + 1/aT_k)}.$$

В большинстве работ при описании модели мышечного веретена второй составляющей реакции пренебрегают, видимо ввиду ее малости.

Математическое описание функционирования Голди-сухожилия и рецепторов сустава. Голди-сухожилие практически является безынерционным звеном. Его передаточная функция имеет вид $W_g = K_g e^{-p\tau}$. В большинстве работ, в которых исследуются рычаги управления с умеренной жесткостью, для учета обратных связей в периферийной нервномышечной системе по усилиям и положению, образуемых через

мышечное веретено и Голди-сухожилие, вводится единый блок с динамикой интегродифференцирующего звена (см.рис.5.14).

Учет обратной связи по перемещению, формируемой от рецепторов сустава, проводится в тех случаях, когда процесс управления сопровождается значительными движениями конечности. Процесс образования сигнала обратной связи происходит с некоторым запаздыванием ($W = K_j e^{-\tau_j p}$). Сигнал с выхода рецептора сустава не является сигналом обратной связи моторной системы, а поступает непосредственно в центральную нервную систему. В связи с этим величина τ_j учитывает, как правило, происходящие здесь задержки, которые достаточно велики ($\tau_j = 0{,}1$ с), а сама связь, не являющаяся обратной для периферийной моторной системы, не рассматривается при анализе ее динамики.

5.2.3. Анализ замкнутой моторной системы

На рис.5.13 приведена структурная схема замкнутой моторной системы человека. Здесь помимо рассмотренных ранее элементов учтены также и динамические задержки сигналов, происходящие при их передаче по α- и γ-моторным нервам. Особенностью моторной системы является то, что она функционирует от двух командных сигналов. В связи с этим ее анализ производится далее отдельно для каждого сигнала.

Гамма-моторный сигнал. Приближенная передаточная функция замкнутой системы при пренебрежении чистым запаздыванием τ_α и использовании упрощенной модели системы "рука - рычаг управления" имеет вид

$$\frac{c}{\gamma_c} = \frac{(T_k p + 1)\, e^{-\tau_\gamma p}}{(aT_k' p + 1)(T_{m_1}' p + 1)(T_{m_2}' p + 1)}. \qquad (5.6)$$

Значения постоянных T_{m_1}', T_{m_2}', aT_k' замкнутой системы достаточно близки к постоянным T_{m_1}, T_{m_2}, aT_k разомкнутой системы и имеют оди-

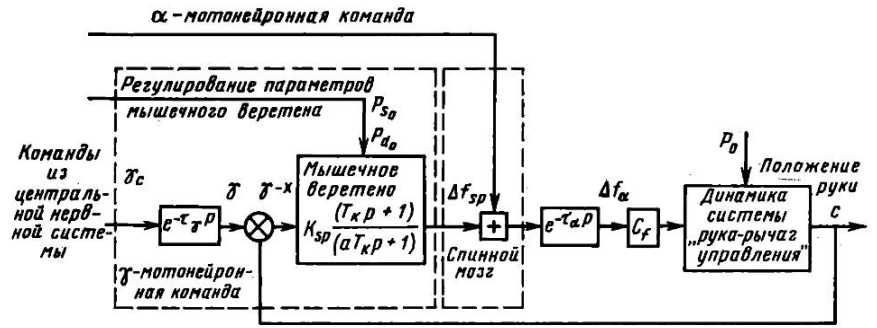


Рис.5.13. Структурная схема замкнутой моторной системы человека

наковый с ними характер изменения при варьировании величин начальных усилий P_0, P_{d_0}, P_{s_0} [65]. Так как постоянные времени T'_{m_2} и aT'_k значительно меньше единицы, то можно ввести некоторое упрощение

$$(T'_{m_2} p + 1)(aT'_k p + 1) \cong T_n p + 1,$$

где $T_n = T'_{m_2} + (aT_k)'$.

С его учетом выражение (5.6) будет иметь вид

$$\frac{c}{\gamma_c} = \frac{T_k p + 1}{T'_{m_1} p + 1} \frac{1}{T_n p + 1} e^{-\tau_\gamma p}.$$

В работе [65] показано, что интегродифференцирующее звено этого выражения $(T_k p + 1)/(T'_{m_1} p + 1)$ определяет частотные характеристики главным образом в области низких и средних частот, а звено $1/(T_n p + 1)$ - в высокочастотной области.

α-моторный командный сигнал. Приближенная передаточная функция замкнутой моторной системы в этом случае имеет вид

$$\frac{c}{\alpha} = \frac{(aT_k p + 1)\, e^{-\tau_\alpha p}}{(T'_{m_1} p + 1)(T'_{m_2} p + 1)(aT'_k p + 1)}.$$

В связи с тем, что $aT_k \equiv aT_k$, это выражение можно упростить, т.е.

$$\frac{c}{a} = \frac{e^{-\tau_a p}}{(T'_{m_1} p + 1)(T'_{m_2} p + 1)}.$$

Отсюда видно, что при a-командном сигнале в динамике моторной системы не проявляется низкочастотный сдвиг фазовой характеристики. Анализ также показывает, что при увеличении начального напряжения мышцы (P_0) частота $1/T'_{m_2}$ сдвигается вправо, а $1/T'_{m_1}$ - влево.

В связи с отсутствием знаний о механизме выработки a- и γ_c-моторных сигналов и невозможностью его формализации при решении задач анализа системы самолет - летчик считают, что командный сигнал один (как правило, a-командный моторный сигнал). При этом структура всех блоков и их параметров выбирается таким образом, чтобы охватить основные особенности моторной системы, проявляющейся при действии обоих командных сигналов, и достаточно точно ее аппроксимировать во всем частотном диапазоне. Наиболее полно этим требованиям отвечает модель, приведенная на рис.5.14. Здесь динамика мышечного веретена и Голди-сухожилия объединена в один блок, передаточная функция которого описывается дифференцирующим звеном.

$$W_{sp} = \frac{k_s (p + Z_{sp})}{(p + p_{sp})} e^{-\tau_{sp}}.$$

По данным разных работ параметры этого звена довольно сильно разнятся. Так, например, Z_{sp} лежит в диапазоне от 0 [52] до

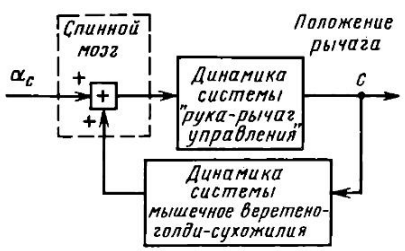


Рис.5.14. Упрощенная структурная схема моторной системы человека

10 1/с[69], а P_{sp} - от 1 [52] до 40 1/с [69]. Однако рекомендуемые в большинстве работ значения этих параметров отражают дифференцирующие свойства мышечного веретена. Существенные различия в значениях связаны с разными рычагами, а также объектами управления. Во многих работах, в которых проводится исследование системы самолет - летчик, вводятся в рассмотрение частотные характеристики замкнутой моторной системы разного уровня сложности. Наиболее полной из них определяемой структурной схемой, приведенной на рис.5.14, является модель вида

$$W_{нм} = \frac{(T_k j\omega + 1)}{(T'_k j\omega + 1)} \cdot \frac{k_n e^{-j\omega\tau_m}}{(T_n j\omega + 1)\,[(j\omega/\omega_n)^2 + 2\xi_n/\omega_n j\omega + 1]}, \quad (5.7)$$

где звено $(T_k j\omega + 1)/(T'_k j\omega + 1)$ аппроксимирует частотную характеристику $W_{нм}(j\omega)$ в области низких частот.

Существуют различные варианты упрощенного представления этой модели. В области средних и высоких частот ее достаточно точная аппроксимация имеет вид

$$W_{нм} = \frac{e^{-j\omega\tau_m}}{(T_n j\omega + 1)\,[(j\omega/\omega_n)^2 + 2\xi_n/\omega_n j\omega + 1]}.$$

Модели, дающие хорошее совпадение характеристик в наиболее важном для системы самолет - летчик районе частоты среза, являются

$$W^1_{нм} = \frac{e^{-j\omega\tau_{нм_1}}}{T_n j\omega + 1}; \quad W^2_{нм} = e^{-j\omega\tau_{нм_2}}, \quad (5.8)$$

где $\tau_{нм_1} = \tau_m + \frac{2\xi_n}{\omega_n}$; $\tau_{нм_1} = 0{,}05 - 0{,}15$ с;

$\tau_{нм_2} = \tau_m + T_n + \frac{2\xi_n}{\omega_n}$; $\tau_{нм_2} = 0{,}1 - 0{,}25$ с; $T_n = 0 - 0{,}1$ с.

Глава 6

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА

Знание математических моделей характеристик управляющих действий летчика дает возможность предсказывать или интерпретировать результаты экспериментальных исследований, решать широкий круг прикладных задач формирования требований к пилотажным характеристикам самолета и его систем. При построении любой математической модели исследуемого явления или процесса, в том числе и реакции летчика на воспринимаемый стимул, должны выполняться требования:

адекватности, т.е. соответствия характеристикам, полученным экспериментально;

прогностичности, т.е. возможности использования модели для предсказания результатов прикладных исследований;

минимального уровня сложности описания процессов восприятия, выработки стратегии и отработку управляющих команд, при котором еще допустимо корректное исследование задачи.

Построение математических моделей сложных технических объектов и устройств, как правило, сводится к изучению принципов и законов действия их отдельных элементов, установлению связей между ними и составлению общей системы уравнений. Применение такого подхода к формализации поведения летчика затруднено, ввиду того, что одна из основных систем, определяющая действия человека, - его центральная нервная система, включающая различные отделы головного мозга, воспринимающие информацию, поступающую от различных анализаторов,и формирующие стратегию действий, а также передающие команды нервно-мышечной системе, изучена еще крайне недостаточно. Имеющийся материал не позволяет создать математическую модель этой важнейшей системы человека, адекватную происходящим в ней процессам. Разработка модели управляющих действий человека в таких условиях

требует введения гипотез о закономерностях функционирования центральной нервной системы. Основой для них являются экспериментально выявленные свойства поведения летчика, важнейшее из которых - адаптация. Именно благодаря ей получаемые характеристики системы самолет - летчик сохраняют относительное постоянство в широком диапазоне возможных сочетаний переменных задачи. Это также позволяет предположить, что в процессе слежения летчик стремится обеспечить оптимальные свойства образуемой им системе. Такая фундаментальная гипотеза функционирования центральной нервной системы и лежит в основе рассматриваемых далее инженерных подходов к математическому моделированию характеристик управляющих действий летчика. К ним относятся: структурный подход и подход, основанный на современной теории оптимальности.

6.1. Структурный подход к описанию характеристик управляющих действий летчика

В рамках структурного подхода [66,68,69] существует несколько методов моделирования, отличающихся используемыми критериями выбора параметров модели. Для любого из них необходимо:

задать математическую модель управляющих действий летчика;

определить область допустимых значений параметров модели;

ввести критерий выбора параметров модели;

разработать автоматизированную процедуру выбора этих параметров.

6.1.1. Общая модель процесса переработки информации и выработки действий

К настоящему времени разработано довольно много моделей действий летчика, отличающихся степенью детализации изучаемых процессов, возможностями описания тех или иных свойств поведения (линейных, нелинейных, дискретных), областью применимости при решении определенных задач (одноконтурного или многоконтурного компенсаторного слежения, преследования или предвидения). В связи с этим перед инженером, приступающим к решению прикладной задачи, стоит проблема выбора такой модели, которая позволила бы исследовать изучаемое явление.

Так как большинство целевых задач пилотирования связаны с компенсаторным слежением, где на ограниченном интервале времени динамика объекта и входной сигнал стационарны, то соответствующие ему модели действий летчика и будут, в основном, рассмотрены далее. Для нестационарных режимов слежения, для задач преследования или предвидения модели действий летчика могут быть получены путем введения дополнительных блоков или связей. Такие модели описаны в работах [69, 92].

В настоящее время достаточно хорошо разработаны методы анализа и синтеза линейных систем. Это в значительной степени определяет желание исследователя заменить исходные, в общем случае нелинейные и дискретные, модели действий летчика моделями описывающих функций и спектральной плотности ремнанты. Такая замена может быть сделана путем проведения процедуры линеаризации. Адекватность получаемых линеаризованных моделей характеристик действий летчика легко проверить по результатам экспериментальных исследований. Такие модели оказались эффективным средством при решении многих прикладных задач динамики полета.

В соответствии со структурной схемой, приведенной на рис.1.2, модель действий летчика в задачах непрерывного пилотирования должна учитывать процесс восприятия, выработку стратегии и отработку управляющих команд. Модели, описывающие первый и последний процессы, подробно рассмотрены в гл.5. В связи с этим остановимся на модели переработки информации и выработки стратегии действий, происходящих в центральной нервной системе. В рамках структурного подхода считается, что эти процессы для каждой модальности (зрительной, акцелерационной и других) и каждого воспринимаемого сигнала схожи и могут быть представлены с помощью схемы, приведенной на рис.6.1. Здесь n_{y_j} - аддитивный шум наблюдения, возникающий главным образом при приеме стимула y_j сенсорными отделами головного мозга и передачи его в моторные центры. Помимо шума наблюдения настоящая модель, путем введения моторного шума n_u, учитывает

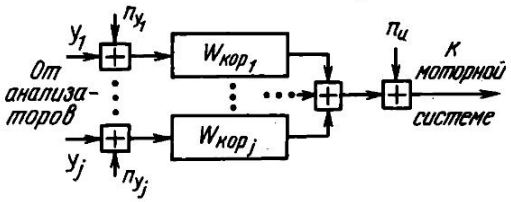


Рис.6.1. Модель переработки информации и выработки стратегии управления

и то, что передача управляющего сигнала от моторных центров головного мозга в нервномышечную систему происходит неточно. Практически во всех известных работах считается, что $n_{y_j}(t)$ и $n_u(t)$ являются "белыми" гауссовскими шумами, обладающими свойствами мультипликативности.

Свойство адаптации летчика отражено в приведенной модели с помощью блоков $W_{кор_j}(j\omega)$, определяющих вводимую им коррекцию каждого воспринимаемого стимула. Суммарная реакция блоков коррекции поступает в моторную систему. Для каждой модальности структура блоков $W_{кор_j}$ несколько отличается.

В ряде работ [51,52] показано, что коррекция кинестетической информации, происходящая в центральной нервной системе, может быть представлена с помощью фильтра вида

$$W_{кин}(j\omega) = \left[\frac{k_2}{1 + j\omega / T_2} \right]^{k-1}, \qquad (6.1)$$

где число k соответствует порядку астатизма передаточной функции объекта управления. Это число возрастает также при увеличении запаздывания объекта управления (например, с 1 до 2 при росте постоянной времени τ_c звена запаздывания в передаточной функции объекта управления $W_c = \frac{k}{p} e^{-p\tau_c}$ от 0 до 0,3 с). Значения параметров k_2 и T_2 характеризуют процесс адаптации действий летчика к динамике объекта управления.

В настоящее время практически отсутствуют работы, обосновывающие модель коррекции акцелерационной информации в случае одновременного восприятия угловых и линейных ускорений. В тех же исследованиях [77, 83], которые выполнены при действии одного из факторов - углового ускорения, показано, что коррекция может быть описана с помощью фильтра

$$W_{вест}(j\omega) = \frac{k_в (1 + T_3 j\omega)}{(1 + T_2 j\omega)} .$$

Наиболее изученной является коррекция, вырабатываемая летчиком на основе визуального восприятия командного стимула. Результаты

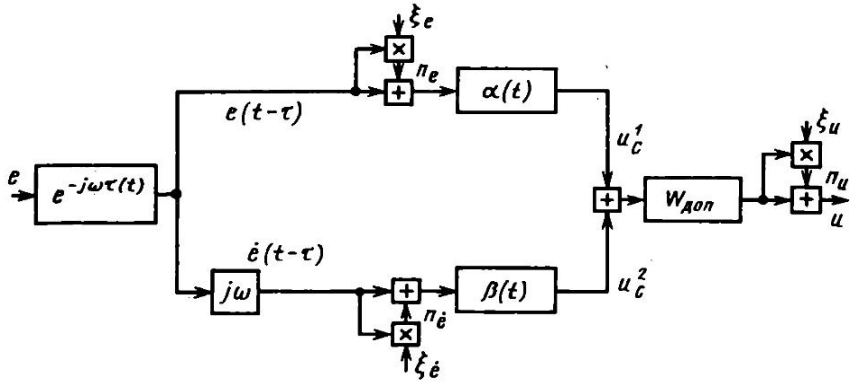


Рис.6.2. Модель коррекции, вводимой летчиком на основе визуального восприятия командного стимула

исследований демонстрируют способность летчика производить усиление, дифференцирование и сглаживание воспринимаемого сигнала. В модели формирования стратегии действий при визуальном стимуле e(t), приведенной на рис.6.2, совместно с моделью восприятия учитывается, что глаз человека воспринимает одновременно сигнал и его производную. В связи с этим коррекция, осуществляемая центральной нервной системой, представлена в модели с помощью двух последовательно соединенных блоков. Первый из них характеризует простейшую коррекцию, определяемую только усилением визуально воспринимаемых сигналов $e(t-\tau)$ и $\dot{e}(t-\tau)$ и их последующим суммированием. Второй блок определяет дополнительную коррекцию. В простейшем случае она имеет сглаживающий характер $W_{доп} = 1/(T_1 j\omega + 1)$. Если e и $\dot{e}$ являются векторами, то рассматриваемая модель описывает действия летчика при многоконтурном слежении. Переработка информации и выработка стратегии действий требуют определенного времени. Этот эффект проявляется в поведении фазовой частотной характеристики и достаточно хорошо описывается звеном запаздывания. Его постоянная времени τ возрастает по мере усложнения процесса управления, требующего от летчика введения опережающих действий. На рис.6.2 - запаздывание отнесено к входу модели и включает также время передачи сигнала от зрительного анализатора до центральной нервной системы.

В гл.4 показано, что система самолет - летчик обладает свойствами линейной системы с переменными коэффициентами и/или присоеди-

ненным шумом. В модели это учтено путем представления параметров $a(t)$, $\beta(t)$, $\tau(t)$ в виде сумм случайных добавок $(\delta a, \delta\beta, \delta\tau, \ldots)$ и соответствующих средних значений параметров $(a_0, \beta_0, \tau_0, \ldots)$, а также с помощью мультипликативных шума наблюдения $n_e(t)$ и моторного шума $n_u(t)$.

Ранее указывалось, что в практике решения прикладных задач наибольшее распространение получили модели характеристик управляющих действий летчика, его описывающей функции $W_л(j\omega)$ и спектральной плотности ремнанты $S_{пп}$. К настоящему времени известно довольно большое число работ, в которых рассматривается моделирование характеристик действий летчика. Большая часть их посвящена задаче одноконтурного слежения. Так как этот случай является основой для анализа более сложных задач пилотирования, то с него и начинается рассмотрение вопроса.

6.1.2. Модели характеристик действий летчика в задачах одноконтурного слежения

Описывающие функции действий летчика и системы самолет - летчик. Все известные модели описывающей функции действий летчика можно представить состоящими из моделей блоков восприятия визуальной информации и ее простейшей коррекции ($W_{виз}$), дополнительной коррекции при выработке стратегии ($W_{доп}$) и отработки команд нервномышечной системой ($W_{нм}$):

$$W_л(j\omega) = W_{виз}(j\omega)\, W_{доп}(j\omega)\, W_{нм}(j\omega). \qquad (6.2)$$

Модель блока $W_{виз}$ можно определить, полагая, что летчик воспринимает и соответствующим образом усиливает сигнал и его производную. Тогда, отбрасывая эффекты шумов и флуктуации коэффициентов усиления, можно получить, что

$$W_{виз}(j\omega) = (a_0 + \beta_0 j\omega)\, e^{-j\omega\tau_0}, \qquad (6.3)$$

где a_0, β_0 и τ_0 - некоторые средние значения коэффициентов усиления и время задержки.

Выражение (6.3) может быть представлено в следующем виде:

$$W_{виз} = K_л (T_L j\omega + 1) e^{-j\omega\tau_0}. \qquad (6.4)$$

Входящие сюда коэффициент усиления $K_л = a_0$ и постоянная времени опережения, вводимого действиями летчика $T_L = \beta_0 / a_0$, зависят от переменных задачи. Максимальная величина T_L во всех известных экспериментах не превышала 5 с. Постоянная времени τ_0 учитывает задержку восприятия и формирования действий в центральной нервной системе. Ее величина лежит в диапазоне 0,05 - 0,2 с.

Существует несколько моделей блока дополнительной коррекции, которая формируется в центральной нервной системе. Одна из них, разработанная Д.Макруэром в середине 1950-1960 гг. и получившая широкое использование в прикладных исследованиях, имеет несколько модификаций. Основой их является модель вида

$$W_{доп} = \frac{1}{T_I j\omega + 1} \frac{T_k j\omega + 1}{T_k' j\omega + 1}. \qquad (6.5)$$

Первое звено в $W_{доп}$ характеризует сглаживающие действия летчика в районе частоты среза разомкнутой системы самолет - летчик. Вместе с дифференцирующим и усилительным звеньями блока $W_{виз}$ оно определяет свойства адаптации действий летчика. Звено $W_k = (T_k j\omega + 1)/(T_k' j\omega + 1)$ аппроксимирует в области низких частот коррекцию, вносимую действиями летчика и проявляющуюся в характерном для этой области росте АЧХ и уменьшении ФЧХ этих действий. Оно условно отнесено к блоку дополнительной коррекции, производимой центральной нервной системой ввиду выявленной в гл.4 зависимости ее параметров от динамики объекта управления. В ряде работ [65,70] это звено связывают с динамикой нервномышечной системы, которая отрабатывает управляющий сигнал, поступающий через γ-моторный нерв. Подставляя в (6.2) модель блока нервномышечной системы

(5.7), а также выражения (6.4) и (6.5) можно получить следующую, так называемую, "точную" модель описывающей функции действий летчика

$$W_л = K_л \left\{ \frac{T_L j\omega + 1}{T_I j\omega + 1} \right\} e^{-j\omega\tau_0} \left\{ \frac{T_k j\omega + 1}{T_k' j\omega + 1} \right\} \times \qquad (6.6)$$

$$\times \left\{ \frac{e^{-j\omega\tau_m}}{(T_n j\omega + 1)\left[\left(\frac{j\omega}{\omega_n}\right)^2 + \frac{2\xi}{\omega_n} j\omega + 1 \right]} \right\}.$$

Эта модель достаточно хорошо аппроксимирует экспериментально получаемые частотные характеристики $W_л(j\omega)$ в частотном диапазоне 0,1 - 15 (1/с).

В наиболее важном, с точки зрения свойств системы самолет - летчик, диапазоне средних частот модель (6.5) может быть существенно упрощена. Известны два варианта получаемой при этом модели. В первом - это так называемая "расширенная" модель действий летчика, которая выводится следующим образом. На частоте среза разомкнутой системы самолет - летчик влияние низкочастотной коррекции $W_k = (T_k j\omega + 1)/(T_k' j\omega + 1)$ ввиду практического равенства ее амплитудной частотной характеристики единице сводится лишь к учету вводимого искажения фазовой характеристики. Это позволяет аппроксимировать корректирующее звено звеном вида $e^{-j\varphi(\omega)}$. Для определения $\varphi(\omega)$ воспользуемся выражением ФЧХ звена W_k

$$\varphi(\omega) = \operatorname{arctg} T_k \omega - \operatorname{arctg} T_k' \omega.$$

Заменяя ее эквивалентным выражением

$$\varphi(\omega) = \left(\frac{\pi}{2} - \operatorname{arctg} \frac{1}{\omega T_k} \right) - \left(\frac{\pi}{2} - \operatorname{arctg} \frac{1}{\omega T_k'} \right)$$

и учитывая, что в районе частоты среза

$$1/\omega T_k \ll 1 \text{ и } 1/\omega T_k' \ll 1,$$

получим следующее приближенное выражение

$$\varphi(\omega) = - a/\omega \text{ , где } a = 1/ T_k - 1/ T_k'.$$

Таким образом, влияние низкочастотной коррекции, вводимой действиями летчика, может быть учтено с помощью звена $e^{-j\frac{a}{\omega}}$.

Заменяя приведенную в выражении (6.6) модель описывающей функции нервномышечной системы более простой (5.8), окончательно получим следующее выражение для "расширенной" модели описывающей функции действий летчика [68]

$$W_л(j\omega) = K_л e^{-j(\omega\tau + a/\omega)} \frac{T_L j\omega + 1}{T_I j\omega + 1}, \qquad (6.7)$$

где $\tau = \tau_{нм_2} + \tau_0$.

Во втором варианте упрощения модели (6.6) не учитывается влияние низкочастотной коррекции $W_л(j\omega)$ на ФЧХ. Получаемая при этом "упрощенная" модель описывающей функции действий летчика [68] имеет вид

$$W_л(j\omega) = K_л e^{-j\omega\tau} \frac{T_L j\omega + 1}{T_I j\omega + 1}. \qquad (6.8)$$

На рис.6.3 приведены возможности каждого из рассмотренных вариантов модели $W_л(j\omega)$ аппроксимировать экспериментально полученные частотные характеристики. Видно, что при достаточно широком спектре входного сигнала и при управлении объектами не требующими от летчика введения существенной коррекции, "упрощенная" модель (6.8) достаточно хорошо совпадает с экспериментальными данными в районе частоты среза разомкнутой системы самолет - летчик, а точная модель (6.6) - во всем рассматриваемом частотном диапазоне. Ухудшение динамических свойств объекта управления или уменьшение ширины спектра приводят к снижению такого соответствия из-за усложнения характера корректирующих действий летчика.Это видно из сравнения с данными экспериментальных исследований, полученных при управлении объектом с передаточной функцией $W_c = k/p$, ширине спектра $\omega_i = 0{,}5$ (1/с) и приведенных на рис.6.4.

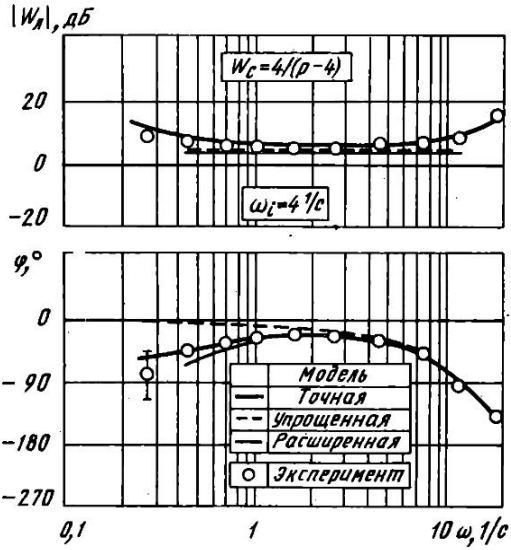


Рис.6.3. Аппроксимация экспериментальных результатов моделями различной сложности

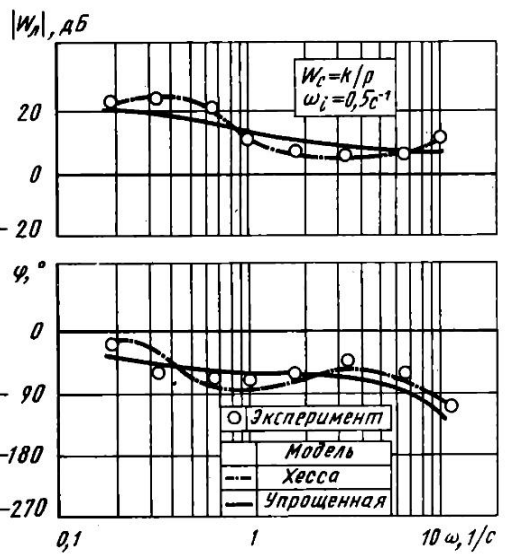


Рис.6.4. Аппроксимация экспериментальных результатов в случае низкочастотного входного воздействия

В другом подходе к моделированию блока дополнительной коррекции, развиваемому с середины семидесятых годов [51], учитывается возможность летчика осуществлять более сложные виды корректирующих действий чем те, которые были рассмотрены ранее. В нем вводится предположение о том, что в процессе пилотирования летчик формирует свое представление о динамике управляемого объекта и использует его путем образования дополнительного внутреннего контура. Наибольшее распространение в таком подходе получила модель Хесса [51,52] (рис.6.5). В ней предполагается, что сигнал реакции мышечного веретена, являющийся сигналом обратной связи нервномышечной системы, поступает также через спинной мозг в центральную нервную систему на вход блока коррекции кинестетической

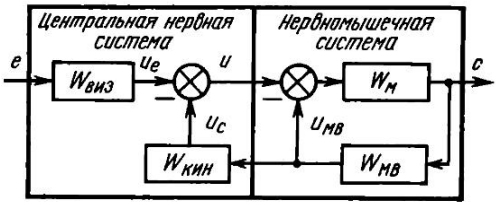


Рис.6.5. Моделирование дополнительной коррекции. Модель Хесса

информации. Модель этого блока описывается выражением (6.1), являющимся "внутренней", формируемой в сознании летчика приближенной моделью динамики объекта управления, аппроксимирующей его свойства в районе частоты среза разомкнутой системы. С учетом всех обозначений, приведенных на рис.6.5, выражение $W_{доп}$ имеет вид

$$W_{доп}(j\omega) = \frac{1}{1 + W_{кин} W_{мв} W_{нм}},$$

где $W_{нм}(j\omega) = W_м/(1 + W_м W_{мв})$.

Для описания динамики мышечного веретена в рассматриваемом подходе используются несколько отличающихся моделей. Одной из наиболее часто употребляемых является модель вида

$$W_{мв} = \frac{K_1 j\omega}{j\omega + 1/T_1},$$

где значение K_1 и T_1 зависит от переменных задачи.

Настоящая модель позволяет добиться хорошего совпадения с экспериментальными данными и для случая низкочастотного входного воздействия (см.рис.6.4).

Модель спектральной плотности ремнанты $S_{n_e n_e}$. При выводе модели будем считать:

летчик все внимание уделяет выполнению задачи одноконтурного слежения, в которой процесс визуального восприятия стимула и формирования действий может быть представлен с помощью схемы, приведенной на рис.6.2;

характеристики действий летчика достаточно точно аппроксимируются упрощенной моделью (6.8);

летчик практически не вводит дополнительной сглаживающей коррекции ($T_1 = 0$ и $W_{доп} = 1$), так как в районе частоты среза ра-

зомкнутой системы самолет - летчик АЧХ объекта управления имеет, как правило, наклон не менее - 20 дБ/дек (рассмотрение более общего случая, $T_1 \neq 0$, не приводит к изменению окончательного результата);

основными источниками ремнанты являются шумы наблюдения $n_e = \xi_e(t)\, e(t)$ и $n_{\dot e} = \xi_{\dot e}(t)\, \dot e(t)$, моторный шум $n_u = \xi_u(t)u(t)$, а также флуктуации параметров $\tau = \tau_0 + \delta\tau$, $a = a_0 + \delta a$ и $\beta = \beta_0 + \delta\beta$ описывающей функции действий летчика (6.3) (здесь $\delta\tau(t) = \tau_0 N_\tau(t)$; $\delta a = a_0 N_a(t)$; $\delta\beta = \beta_0 N_\beta(t)$);

все случайные процессы $\xi_e(t)$, $\xi_{\dot e}(t)$, $\xi_u(t)$, $N_\tau(t)$, $N_a(t)$ и $N_\beta(t)$ являются независимыми "белыми" шумами. Кроме того, будем считать, что все они некоррелированы с сигналами ошибки $e(t)$, ее производной, реакцией летчика, входным сигналом и параметрами летчика.

Полагая, что величина τ мала, для первого члена разложения $e[t - \tau(t)]$ в ряд Тейлора получим

$$e[t - \tau(t)] = e(t - \tau_0) - N_\tau(t)\, \tau_0\, \dot e(t - \tau_0).$$

Тогда на основании структурной схемы, приведенной на рис.6.2, для слагаемых $\bar U_1 = U_c^1(1 + \xi_u)$ и $\bar U_2 = U_c^2(1 + \xi_u)$ сигнала $U(t) = \bar U_1 + \bar U_2$ можно получить

$$\bar U_1(t) = a_0[1+N_a(t)][1+\xi_e(t)][1+\xi_u(t)]\times[e(t-\tau_0)-N_\tau(t)\tau_0\dot e(t-\tau_0)];$$

$$\bar U_2(t) = \beta_0[1+N_\beta(t)][1+\xi_{\dot e}(t)][1+\xi_u(t)][\dot e(t-\tau_0)-N_\tau(t)\tau_0\ddot e(t-\tau_0)].$$

После перемножения сумм в квадратных скобках и пренебрежения членами второго порядка малости эти выражения примут вид

$$\bar U_1(t) = a_0 e(t-\tau_0) + a_0 N_e(t) e(t-\tau_0) - N_\tau(t)\, \tau_0 a_0 \dot e(t-\tau_0);$$

$$\bar U_2(t) = \beta_0 \dot e(t-\tau_0) + \beta_0 N_{\dot e}(t)\dot e(t-\tau_0) - N_\tau(t)\, \tau_0\, \beta_0\, \ddot e(t-\tau_0).$$

где $N_e(t) = N_a(t) + \xi_e(t) + \xi_u(t)$ и $N_e^{\bullet}(t) = N_\beta(t) + \xi_e^{\bullet}(t) + \xi_u(t)$ – мультипликативные шумы наблюдения.

Вводя обозначения

$$\tilde{n}_e(t) = N_e(t)\, e(t-\tau_0) - N_\tau(t)\, \tau_0 \dot{e}(t-\tau_0); \qquad (6.9)$$

$$\tilde{n}_e^{\bullet}(t) = N_e^{\bullet}(t)\, \dot{e}(t-\tau_0) - N_\tau(t)\, \tau_0 \ddot{e}(t-\tau_0), \qquad (6.10)$$

выражения (6.9), (6.10) могут быть записаны более компактно

$$\bar{U}_1(t) = a_0[e(t-\tau_0) + \tilde{n}_e(t)];$$

$$\bar{U}_2(t) = \beta_0[\dot{e}(t-\tau_0) + \tilde{n}_e^{\bullet}(t)].$$

Таким образом, хотя источники ремнанты и имеют свойство мультипликативности, ее компоненты $\tilde{n}_e$ и $\tilde{n}_e^{\bullet}$ могут быть представлены как аддитивные шумы.

Так как выражение для сигнала $u(t)$ имеет вид

$$u(t) = \dot{e}(t-\tau_0)\, \beta_0 + e(t-\tau_0)\, a_0 + n_u(t),$$

где $n_u = \tilde{n}_e a_0 + \tilde{n}_e^{\bullet} \beta_0$, то относя ремнанту $n_u(t)$ ко входу описывающей функции действий летчика и обозначая ее через $n_e(t)$ и учитывая, что их преобразования Фурье связаны как $N_e(j\omega) = N_u(j\omega)/(a_0 + j\omega\, \beta_0)$, можно получить следующее выражение спектральной плотности:

$$S_{n_e n_e} = \frac{S_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e} + S_{\tilde{n}_e^{\bullet} \tilde{n}_e^{\bullet}} T_L^2}{1 + T_L^2\, \omega^2}, \qquad (6.11)$$

где $T_L = \beta_0/a_0$.

Выражения входящих сюда спектральных плотностей $S_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e}$ и $S_{\tilde{n}_e^{\bullet} \tilde{n}_e^{\bullet}}$ с учетом введенных выше условий некоррелированности процессов, являющихся источниками ремнанты, и выражения (П.10) имеют вид

$$S_{n_e n_e}^{\sim\sim} = P_e \sigma_e^2 + P_\tau \tau_0^2 \sigma_e^2 ; \qquad S_{n_e^\bullet n_e^\bullet}^{\sim\sim} = P_e^\bullet \sigma_e^{2\bullet} + P_\tau \tau_0^2 \sigma_e^{2\bullet},$$

где P_e, $P_e^\bullet$, P_τ - уровни спектральных плотностей процессов $N_e(t)$, $N_e^\bullet(t)$, $N_\tau(t)$.

Разделив левые и правые части в приведенных соотношениях соответственно на σ_e^2 и $\sigma_e^{2\bullet}$, получим следующие выражения нормализованных спектров:

$$\bar{S}_{n_e n_e}^{\sim\sim} = \frac{S_{n_e n_e}^{\sim\sim}}{\sigma_e^2} \quad \text{и} \quad \bar{S}_{n_e^\bullet n_e^\bullet}^{\sim\sim} = \frac{S_{n_e^\bullet n_e^\bullet}^{\sim\sim}}{\sigma_e^{2\bullet}},$$

где $\bar{S}_{n_e n_e}^{\sim\sim} = P_e + P_\tau \tau_0^2 \sigma_e^{2\bullet}/\sigma_e^2$; $\bar{S}_{n_e^\bullet n_e^\bullet}^{\sim\sim} = P_e^\bullet + P_\tau \tau_0^2 \sigma_e^{2\bullet}/\sigma_e^{2\bullet}$.

С учетом полученных соотношений формула для определения нормализованной спектральной плотности ремнанты принимает вид

$$\bar{S}_{n_e n_e} = \frac{\bar{S}_{n_e n_e}^{\sim\sim} + \bar{S}_{n_e^\bullet n_e^\bullet}^{\sim\sim} (\sigma_e^\bullet/\sigma_e)^2 T_L^2}{1 + T_L^2 \omega^2}. \qquad (6.12)$$

Для того, чтобы можно было воспользоваться этой формулой, необходимо знать уровни спектральных плотностей процессов P_e, $P_e^\bullet$, P_τ, являющихся источниками ремнанты. Для их определения прежде всего найдем значения нормализованных спектральных плотностей $\bar{S}_{n_e n_e}$ и $\bar{S}_{n_e^\bullet n_e^\bullet}$. В работе [60] они получены путем проведения экспериментов с двумя объектами управления. Один из них с передаточной функцией $W_c(p) = k$ не требует от летчика введения опережения, т.е. $T_L = 0$, а для второго с передаточной функцией $W_c(p) = k/p^2$ получаемое значение $T_L \gg 1$ [с]. Тогда из выражения (6.12) видно, что в первом случае -

$$\bar{S}_{n_e n_e} = \bar{S}_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e},$$

а во втором -

$$\bar{S}_{n_e n_e} = \frac{\bar{S}_{\tilde{n}^{\bullet}_e \tilde{n}^{\bullet}_e} (\sigma^{\bullet}_e / \sigma_e)^2}{\omega^2}.$$

Проведенные измерения показали, что если все внимание летчик уделяет задаче одноконтурного слежения, то

$$\bar{S}_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e} = \bar{S}_{\tilde{n}^{\bullet}_e \tilde{n}^{\bullet}_e} = \pi P_0$$

где $P_0 = 0{,}01$.

Влияние на спектральную плотность ремнанты дополнительных задач, выполняемых летчиком и в том числе не связанных с управлением, рассмотрено в подразд.6.1.3.

В связи с тем, что физически невозможно отдельно выделить каждый из источников ремнанты, уровни их спектральных плотностей можно оценить лишь косвенно. Экспериментально полученные значения параметров модели летчика τ_0, а также дисперсий $(\sigma^{\bullet}_e / \sigma_e)^2$ и $(\sigma^{\bullet\bullet}_e / \sigma^{\bullet}_e)^2$ значительно отличаются для разных объектов управления, причем, как правило, они имеют одинаковую тенденцию изменений. Сохраняемое при этом постоянство значений $\bar{S}_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e}$ и $\bar{S}_{\tilde{n}^{\bullet}_e \tilde{n}^{\bullet}_e}$, равных $0{,}01\pi$, указывает на незначительность влияния факторов $\tau_0^2 \sigma^{\bullet 2}_e / \sigma^2_e$ и $\tau_0^2 \sigma^{\bullet\bullet 2}_e / \sigma^{\bullet 2}_e$ на конечный результат. Это позволяет утверждать, что величина уровня P_τ мала и вторым слагаемым в выражениях (6.11), (6.12) можно пренебречь, считая

$$\bar{S}_{n_e n_e} = P_e = \pi P_0 \quad \text{и} \quad \bar{S}_{n^{\bullet}_e n^{\bullet}_e} = P^{\bullet}_e = \pi P_0.$$

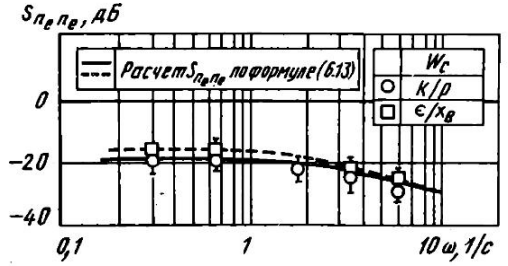


Рис.6.6. Сравнение оценок спектральной плотности ремнанты с вычисленными

С учетом полученных результатов

$$\bar{S}_{n_e n_e} = \pi P_0 \frac{1 + (\sigma_e^{\cdot} / \sigma_e)^2 T_L^2}{1 + T_L^2 \omega^2}, \qquad (6.13)$$

которая достаточно хорошо аппроксимирует экспериментальные данные, полученные при различных динамике объекта управления и форме спектра входного сигнала. На рис.6.6 приведены результаты такого сравнения для ряда вариантов передаточных функций $W_c(p)$.

При выводе выражения (6.13) не учитывались зоны нечувствительности восприятия сигналов ошибки и ее производной, эффект которых проявляется при малых величинах входного сигнала или коэффициента усиления дисплея. Влияние этих нелинейных элементов на модель спектральной плотности ремнанты может быть учтено путем использования следующих выражений:

$$S_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e} = \pi P_0 \frac{\sigma_e^2}{K_e^2}; \quad S_{\tilde{n}_e^{\cdot} \tilde{n}_e^{\cdot}} = \pi P_0 \frac{\sigma_e^{\cdot 2}}{K_e^{\cdot 2}},$$

где K_e и $K_e^{\cdot}$ - соответственно эквивалентные коэффициенты усиления нелинейных элементов. Выражение для любого из них, например K_e, имеет вид

$$K_e = 1 - \mathrm{erf}(z),$$

где $\mathrm{erf}(z) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^z e^{-y^2} dy$; $z = \frac{a_e}{\sqrt{2}\,\sigma_e}$; a_e - величина зоны нечувствительности.

С учетом вышеизложенного уточненная модель для $\bar{S}_{n_e n_e e_e}$ имеет вид

$$\bar{S}_{n_e n_e e_e} = \pi P_0 \frac{\frac{1}{K_e^2} + \frac{1}{K_e^{\bullet 2}} (\sigma_e^{\bullet}/\sigma_e)^2 T_L^2}{1 + T_L^2 \omega^2} . \qquad (6.14)$$

Корректность приведенного способа учета влияния зоны нечувствительности проверялась путем сопоставления значений коэффициента K_e, получаемых на основе измерений $\bar{S}_{n_e n_e e_e}$ в эксперименте при различных величинах дисперсии σ_i^2 для объекта управления, не требующего от летчика введения опережения, с теми, которые определяются выражением $K_e = f(a_e / \sqrt{2}\,\sigma_e)$, где значения σ_e берутся из эксперимента, а a_e - из данных, приведенных на рис.5.2. Значения коэффициента K_e, полученные этими двумя способами оказываются довольно близкими.

Полученная модель спектральной плотности ремнанты позволяет проследить влияние ряда переменных задачи. Так, из формулы (6.14) видно, что нормализованная спектральная плотность определяется фильтром первого порядка, частота излома АЧХ которого зависит от динамики объекта управления. Так как переменные задачи влияют на показатели точности, то они будут определять и уровень спектральной плотности ремнанты. Нетрудно видеть, что в случае, когда нелинейные характеристики процесса не проявляются ($K_e = K_e^{\bullet} = 1$), то дисперсия входного сигнала не будет также влиять на этот уровень. При небольших значениях постоянной времени T_L, когда практически можно пренебречь зависимостью $T_L = f(\omega_i)$, как показывают расчеты, изменение ширины спектра ω_i незначительно сказывается на отношении дисперсий $\sigma_e^{\bullet 2} / \sigma_e^2$, а следовательно, и на уровне спектральной плотности $\bar{S}_{n_e n_e e_e}$. Эти выводы совпадают с экспериментальными результатами, приведенными в гл.4.

В случае, если воспринимаемая летчиком информация не имеет фиксированного на экране дисплея нулевого уровня или перед ним стоит

задача удерживать сигнал ошибки в определенных пределах ± d, то условия восприятия ухудшаются. Это может быть учтено путем введения дополнительного слагаемого в выражении для спектральной плотности составляющей ремнанты. А именно, $S_{n_e n_e} = \pi P_0(\sigma_e^2/K_e^2 + \sigma_{e_o}^2)$, где $\sigma_{e_0}^2$ принимают равной d^2 [40].

6.1.3. Модели характеристик управляющих действий летчика в задачах многоконтурного и многоканального слежения

В рассматриваемом классе задач считается, что летчик реагирует на несколько фазовых координат путем отклонения соответствующих (или соответствующего при многоконтурном, но одноканальном управлении) рычагов. В этом случае под моделью управляющих действий летчика следует понимать:

структурную схему, связывающую все характеристики действий;

математические модели каждой из характеристик.

Структурная схема системы самолет - летчик, как и любой системы, является формой представления ее математической модели в виде блоков, определенным образом соединенных друг с другом.

Особенностью системы самолет - летчик является отсутствие жесткой (как у автоматических систем) связи между фазовыми координатами и блоками, описывающими процесс формирования действий летчика. В связи с этим возможны различные варианты представления вектора используемой им информации. Так, например, в задаче отслеживания глиссады в вертикальной плоскости возможными вариантами фазовых координат, которые замыкает летчик во внутреннем контуре, являются угол тангажа ϑ и вертикальная скорость V_y. При стабилизации продольной координаты самолета в момент зависания СВВП такими вариантами этого контура могут быть контур по углу тангажа ϑ или контур по углу визирования $\epsilon = \vartheta + \operatorname{arctg} H/X$ какого-либо предмета, расположенного на земле (см.рис.4.18). В силу такой неоднозначности возникает проблема определения вектора информации и соответствующей ему структурной схемы, адекватной или, по крайней мере, наилучшим образом отражающей исследуемую задачу пилотирования. Без решения этой проблемы невозможно осуществить не только математи-

ческое моделирование, но и получить значения объективных показателей качества пилотирования, однозначно связанных с оценкой летчика. Очевидно, что в каждой задаче пилотирования выбор летчиком вектора информации и образование структурных связей происходит не случайно, а на основе проводимого летчиком сравнения всех возможных альтернативных вариантов по вполне определенным критериям. В подразд.6.1.5 подробно рассмотрена проблема их формализации, а в гл.7 приведены решения задачи определения используемого летчиком вектора информации на этапе висения СВВП и при посадке.

Также заранее неизвестен выбор схемы образования летчиком контуров управления. В многоконтурной системе самолет - летчик такими вариантами являются последовательный и параллельный способы их образования. В силу однозначной связи между описывающими функциями в этих двух схемах при математическом моделировании может быть использована любая из них.

Так как измерения частотных характеристик описывающей функции действий летчика, а также приведенный далее вывод математической модели спектральной плотности ремнанты проводятся в терминах параллельного способа образования контуров и каналов, то математическое моделирование в дальнейшем также осуществляется в рамках такого представления.

Математическая модель описывающей функции действий летчика. По аналогии с задачей одноконтурного слежения считается, что реакция летчика на каждую i-ую координату формируется в j-ом канале на основе простейшей обработки воспринимаемой информации, дополнительной коррекции и отработки управляющего сигнала нервномышечной системой, определенными соответственно следующими описывающими функциями $W^{ij}_{восп}$; $W^{ij}_{доп}$; $W^{ij}_{нм}(j\omega)$. Так как в каждом j-ом канале в ответ на восприятие разных стимулов используется один и тот же рычаг управления, отклоняемый одной и той же группой мышц, то $W^{kj}_{нм} = W^{mj}_{нм} = \ldots = W^{nj}_{нм}$. Описывающая функция $W^{j}_{доп}(j\omega)$ учитывает ту дополнительную коррекцию, которую формирует летчик в каждом j-ом канале на основе переработки всех воспринимаемых стимулов. Поэтому

$$W^{kj}_{доп} = W^{mj}_{доп} = \ldots = W^{j}_{доп}.$$

Так как все воспринимаемые координаты различны, то отличны и соответствующие описывающие функции восприятия и простейшего преобразования. Таким образом, полная описывающая функция действий летчика $W_{л}^{ij}(j\omega)$ имеет вид

$$W_{л}^{ij}(j\omega) = W_{виз}^{ij} W_{доп}^{j} W_{нм}^{j}.$$

Для определения входящих сюда составляющих $W_{виз}^{ij}$ и $W_{доп}^{j}$ могут быть использованы модели, приведенные в предыдущем подразделе.

В процессе пилотирования летчик выполняет и ряд других задач: ведет переговоры по радио, осуществляет настройку систем, уточняет навигационную обстановку и т.д. Само пилотирование представляет совокупность задач управления (стабилизация скорости, управление в продольной и боковой плоскостях), выполняемых практически одновременно. Многие из них требуют от летчика также одновременной реакции на несколько стимулов. Например, в задаче посадки он воспринимает вертикальную скорость, тангаж, высоту. Происходящее при этом распределение внимания летчика между задачами и фазовыми координатами не может не сказаться на снижении его способностей в выполнении каждой задачи и на качество восприятия каждой координаты. Последнее, согласно результатам, приведенным в гл.4, в значительной степени определяется способом представления информации. Если векторный способ не вызывает изменения условий восприятия, то координатный приводит к их ухудшению независимо от того передаются ли все стимулы на один или несколько дисплеев, попадающих в центральное поле зрения. Снижение этих условий можно оценить, полагая, что летчик выполняет задачу (или задачи), воспринимая входной сигнал (или сигналы) e(t) в общем случае через N визуальных, информационных каналов, имеющих ограниченную пропускную способность. Рассмотрим вначале случай, когда выполняется одна задача.

Предположим, что реакция каждого k-го канала $e_k(t)$ зашумлена. Тогда

$$e_k(t) = e(t) + n_e(t),$$

где $n_e(t)$- гауссовский "белый шум", имеющий спектральную плотность $S_{n_e n_e} = \sigma_e^2 \pi P_0$, а реакция всех каналов

$$y(t) = \sum_{k=1}^{N} [e_k(t) + n_{e_k}(t)] = N\, e(t) + \sum_{k=1}^{N} n_{e_k}(t).$$

Полагая, что все шумы некоррелированы друг с другом и имеют одинаковый уровень спектральной плотности P_0', выражение для спектральной плотности $S_{yy}(\omega)$ будет иметь вид

$$S_{yy} = N^2 S_{ee} + N\, \sigma_e^2 \pi\, P_0 = N^2 (S_{ee} + \sigma_e^2 P_0' / N).$$

Обозначим входящее сюда слагаемое спектральной плотности эквивалентного шума в одном канале $\sigma_e^2 \pi P_0/N$ как $\sigma_e^2\, \pi\, P_0$. В случае, если несколько информационных каналов обслуживают несколько (например M) задач, или воспринимают несколько координат, то каждой из них летчик может выделить только определенную долю f_m ($f_m < 1$) информационных каналов (или внимания), т.е. ($f_m N$) каналов. Тогда эквивалентная спектральная плотность шума в одном канале

$$S^m_{n_e n_e} = \pi\, P_0' \sigma_e^2 / f_m\, N = P_0\, \pi\, \sigma_e^2 / f_m, \text{ причем } \sum_{m=1}^{M} f_m = 1. \qquad (6.15)$$

Таким образом, увеличение числа задач (или воспринимаемых координат) приводит к росту уровня спектральной плотности ремнанты. Рассмотрим теперь самый общий случай, полагая, что определенную долю внимания δf летчик уделяет и другим, несвязанным с пилотированием, задачам. Тогда для коэффициентов распределения внимания справедливо следующее уравнение

$$\sum_{m=1}^{M} f_m + \delta f = 1.$$

В этом случае, с учетом (6.14) модель спектральной плотности ремнанты, возникающей при восприятии m-го стимула принимает вид

$$S^m_{n_e n_e} = \frac{P_0 \pi}{f_m} \frac{\sigma_{e_m}^2 / K_e^2 + \sigma_{e_m}^{\cdot 2} T_L^2 / K_e^{\cdot 2}}{1 + T_L^2 \omega^2}.$$

На основании этого соотношения можно получить более общее по сравнению с (6.14) выражение для спектральной плотности ремнанты при одноконтурном слежении, учитывающее часть внимания δf летчика, уделяемого дополнительной задаче, не связанной с управлением. В этом случае:

$$S_{n_e n_e} = K_{n_e} \pi \frac{\sigma_e^2 / K_e^2 + \sigma_{\dot{e}}^2 T_L^2 / K_{\dot{e}}^2}{1 + T_L^2 \omega^2} ; \quad K_{n_e} = P_0 / (1 - \delta f). \quad (6.16)$$

Если стимулы передаются на M отдельных индикаторов, из которых $(M-1)$ находятся вне центрального поля зрения, то процесс восприятия информации может происходить периферическим зрением без сканирования. Такой способ восприятия сопровождается ростом уровня спектральной плотности ремнанты, присоединенной к каждому стимулу. Модель спектральной плотности ремнанты в этом случае может быть уточнена, если спектральные плотности сигналов $\tilde{n}_e$ и $\tilde{n}_{\dot{e}}$, присоединенных к m-у стимулу, воспринимаемому периферийным зрением, представить следующим образом:

$$S^m_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e} = A^m_e + \frac{P_0 \pi}{f_m} \sigma^2_{e_m} ; \quad (6.17)$$

$$S^m_{\tilde{n}_{\dot{e}} \tilde{n}_{\dot{e}}} = A^m_{\dot{e}} + \frac{P_0 \pi}{f_m} \sigma^2_{\dot{e}_m} , \quad (6.18)$$

где A^m_e и $A^m_{\dot{e}}$ - спектральные плотности гауссовских "белых" шумов, некоррелированных с шумами $\tilde{n}_e(t)$ и $\tilde{n}_{\dot{e}}(t)$ и зависящих от места расположения дисплеев. Величины A^m_e и $A^m_{\dot{e}}$ практически равны нулю при восприятии сигналов центральным полем зрения. Они зависят от места расположения дисплея, а также возможности экстраполяции на его экран нулевого уровня ошибки, отмеченного на другом экране, воспринимаемом центральным зрением (рис.6.7). Если нулевой уровень совпадает с направлением движения сигнала на экране дисплея воспринимаемого периферическим зрением, то экстраполяция невозможна и величины A^m_e, $A^m_{\dot{e}}$ возрастают. Если же нулевой уровень перпендику-

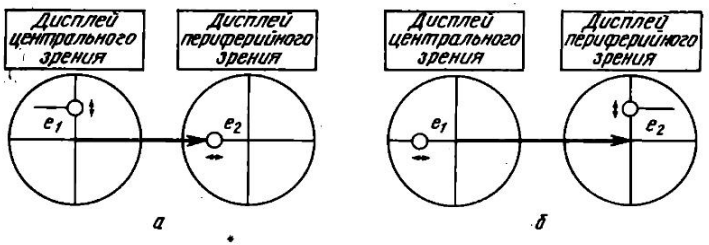


Рис.6.7. Варианты представления информации: непозволяющий (*а*) и позволяющий (*б*) экстраполировать нулевой уровень

лярен направлению движения, то происходит экстраполяция нулевого уровня и шумы уменьшаются. Величина P_0 не зависит от характеристик дисплея. С учетом (6.17) и (6.18), а также полагая, что $A_e^m = f\,A_e^m$, выражение для спектральной плотности присоединенной ремнанты, соответствующее рассматриваемому случаю, будет иметь вид

$$S_{n_e n_e}^m = \frac{A_e^m\,(1+fT_L^2) + \left[\sigma_{e_m}^2/K_e^2 + \sigma_{e_m}^2\,T_L^2/K_e^2\right](P_0\pi/f_m)}{1 + T_L^2\,\omega^2}. \quad (6.19)$$

Оценить увеличение спектральной плотности ремнанты, происходящее за счет слагаемого $A_e^m(1 + f\,T_L^2)$, в работе [61] предложено путем проведения "калибровочного" эксперимента. Суть его заключается в измерении спектральной плотности ремнанты действий летчика $S_{n_e n_e}(\omega)$, а также дисперсий σ_e^2 и σ_e^2 и постоянной времени опережения T_L в задаче одноконтурного слежения за сигналом, передаваемым на дисплей и воспринимаемым периферийным зрением. Аппроксимируя полученные оценки спектральной плотности зависимостью $S_{n_e n_e} = K/(1 + T^2\omega^2)$, где $T = T_L$, и приравнивая ее правую часть к правой части выражения (6.19), в котором $f_m = 1$; $P_0 = 0{,}01$, а K_e и K_e принимаются равными единице, получаем искомое соотношение для слагаемого $A_e^m(1 + fT_L^2)$:

$$A_e^m(1 + f\,T_L^2) = K - (\sigma_e^2 + T_L^2\,\sigma_{\dot{e}}^2)P_0\pi.$$

В случае, если индикаторы значительно удалены друг от друга, то возникает сканирование взгляда. При этом каждой задаче пилотирования соответствует определенная стратегия переноса взгляда, формируемая центральной нервной системой.

Такая особенность характерна для многоконтурной системы. Известно, что дискретное изменение взгляда здесь не приводит к дискретному отклонению рычага управления. Это свойство определило направление поиска моделей процесса сканирования, близких к стационарным. Одной из таких моделей, использование которой позволяет получить характеристики действий летчика весьма близкие к экспериментальным, является модель "ключа" [69]. Здесь (рис.6.8) считается, что наряду с фовиальным (центральным) зрением, при котором летчик воспринимает ту информацию, на которую направлен его взгляд, существует и парафовиальное зрение, которым летчик воспринимает информацию, не фиксируя на ней взгляд. Информация принимается тем или иным зрением, каждая трансформируется в своем канале и после суммирования поступает на отработку нервномышечной системой. Предполагается, что процесс переключения с одного зрения на другое происходит мгновенно и является случайным с известными среднестатистическими характеристиками фиксации взгляда на одном из приборов и интервала сканирования. Дискретный процесс восприятия со случайным периодом дискретизации может быть заменен непрерывным с аддитивным широкополосным некоррелированным со входом шумом, чья спектральная плотность пропорциональна дисперсии сигнала, подаваемого на дискретный элемент. Линейным эквивалентом, обеспечивающим такую замену, является описывающая функ-

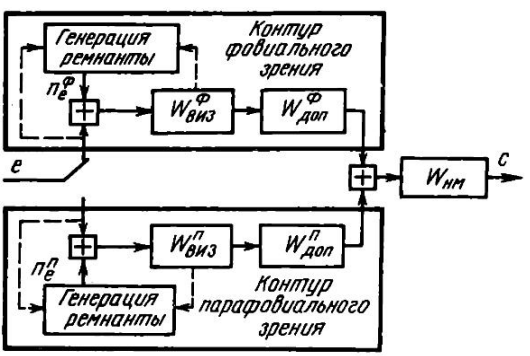


Рис.6.8. Модель процесса сканирования

ция процесса восприятия $W_в(j\omega)$ и спектральная плотность ремнанты сканирования, присоединенная к сигналу ошибки $S^{ск}_{п_e п_e}(\omega)$. В работе [69] показано, что

$$W_в = \eta_e e^{-j\omega\delta\tau};$$

$$S^{ск}_{п_e п_e}(\omega) = \frac{T_s(1-\eta_e)(1-\kappa)\,\sigma_e^2}{1 + (\omega T_d/2)^2},$$

где T_s - интервал сканирования; η_e - эффективная относительная доля фиксации взгляда $\eta_e = \eta + \Omega(1-\eta)$, $(\eta_e < 1)$; η - доля фиксации взгляда центральным зрением $\eta = T_d/T_s$; Ω - отношение частоты среза разомкнутой системы самолет - летчик, полученной при непрерывном восприятии информации периферийным зрением, к частоте среза, полученной при восприятии центральным зрением $(0 < \Omega < 1)$ (для объектов управления с удовлетворительными динамическими свойствами в каждом канале (типа $W_c = k/p$) величина Ω почти всегда больше 1/2; $(1 - \kappa)$ приблизительно равно σ_{T_s}/T_s, где σ_{T_s} среднеквадратическая величина, определяющая вариабильность T_s (приближенно $\sigma_{T_s} = 0{,}5\ T_s$)); $\delta\tau$ - дополнительное время запаздывания (0,05-0,15 (с)); T_d - средний период фиксации взгляда.

Значения параметров T_s, T_d, Ω, σ_{T_s} зависят от расположения и типов индикаторов. В работе [90] приведены их величины, полученные при обработке многочисленных экспериментов. В качестве примера в табл.6.1 даны средние величины параметров T_d и η для двух комбинаций приборов, используемых летчиком при выполнении посадки пассажирского самолета типа ДС-8, отличающихся тем, что одна из них содержит директорный прибор.

Как видно во втором варианте основное внимание летчик уделяет планкам директорного прибора.

Таблица 6.1

Прибор	Вариант 1		Вариант 2	
	$T_{d,c}$	η	$T_{d,c}$	η
Авиагоризонт	0,85	0,438	-	-
Авиагоризонт + директорные планки	-	-	1,94	0,77
Комплексный прибор положения относительно глиссады + курс	0,96	0,472	0,42	0,025
Высотомер	0,43	0,018	0,44	0,02
Указатель скорости	0,7	0,02	0,55	0,055
Вариометр	0,43	0,035	0,4	0,04

6.1.4. Область допустимых значений параметров модели характеристик управляющих действий летчика

При построении областей допустимых значений параметров технических систем широко используются такие критерии устойчивости, как Гурвица, Найквиста и другие.

Отличительной особенностью системы самолет - летчик является мультипликативная природа вводимого летчиком шума и связанная с этим зависимость его спектральной плотности от дисперсии воспринимаемого сигнала. Эта особенность определяет называемый в дальнейшем "σ-критерий" устойчивости системы самолет - летчик, предъявляющий к ее параметрам более жесткие требования, чем те, которые получаются по известным критериям.

Определим "σ-критерий" вначале для случая одноконтурной системы, когда дисперсия сигнала ошибки $\sigma_e^2 = \sigma_{e_i}^2 + \sigma_{e_n}^2$. Нетрудно пока-

зать, что при введении предположений о несущественности эффектов влияния нелинейностей восприятия информации, а также возможного выполнения летчиком дополнительной задачи, требующей определенной доли внимания δf, выражение спектральной плотности $S_{n_e n_e}$ (6.16) может быть представлено в следующем виде:

$$S_{n_e n_e} = \frac{K^2}{1 + T_L^2 \omega^2},$$

где $K^2 = \dfrac{\sigma_{e_i}^2 + T_L^2 \sigma_{\dot{e}_i}^2}{1/K_{n_e} - \int_0^\infty |\Phi|^2 d\omega} \pi$; $\Phi = W_{лс}/(1 + W_{лс})$.

Тогда дисперсия σ_e^2 определяется по формуле:

$$\sigma_e^2 = \sigma_{e_i}^2 \left[1 + \frac{1 + T_L^2 \sigma_{\dot{e}_i}^2 / \sigma_{e_i}^2}{1/K_{n_e} - \int_0^\infty |\Phi|^2 d\omega} \int_0^\infty \frac{|\Phi|^2}{1 + T_L^2 \omega^2} d\omega \right]. \qquad (6.20)$$

Отсюда видно, что должно удовлетворяться условие

$$1/K_{n_e} - \int_0^\infty |\Phi|^2 d\omega > 0, \qquad (6.21)$$

которое и называется "σ-критерием" определения области допустимых значений параметров системы самолет - летчик.

Полагая, что для описывающей функции разомкнутой системы самолет - летчик справедлива модель частоты среза (6.26) и ограничиваясь первым членом разложения запаздывания $e^{-j\omega\tau}$ в ряд Паде, можно получить следующее уравнение, определяющее граничные значения параметра $\bar{\omega}_c = \omega_c \tau$,

$$\bar{\omega}_c^2 + 2\,\bar{\omega}_c(\bar{\tau} + 1) - 4\bar{\tau} = 0,$$

где $\bar{\omega}_c = \omega_c\,\tau$; $\bar{\tau} = \tau\,/K_{n_e}\,\pi$.

Отсюда можно найти предельное значение $\bar{\omega}_c$:

$$\bar{\omega}_c = -(\bar{\tau} + 1) + \sqrt{4\bar{\tau} + (\bar{\tau} + 1)^2}.$$

Нетрудно показать, что $\bar{\omega}_c$ всегда меньше 2 - максимально допустимого значения, получаемого при анализе устойчивости аналогичной системы по критерию Гурвица. Анализ параметров, входящих в выражение, определяющее $\bar{\omega}_c$, позволяет сделать вывод о том, что увеличение постоянной времени запаздывания τ и/или уровня шума K_{n_e} (за счет δf) приводит к уменьшению частоты среза разомкнутой системы ω_c и, следовательно, ее качества.

В общем случае, для многоконтурной системы выражение диагональной матрицы дисперсий сигнала ошибки имеет вид

$$D_e = D_{e_i} + D_{e_n},$$

где D_{e_i} - диагональная матрица, элементами которой являются несобственные интегралы от элементов матрицы $[\Phi_e S_{ii} \Phi_e^T]$; D_{e_n} - диагональная матрица, элементами которой являются несобственные интегралы от элементов матрицы $[\Phi S_{n_e n_e} \Phi^T]$; где S_{ii} и $S_{n_e n_e}$ - диагональные матрицы спектральных плотностей входных сигналов и шумов летчика: Φ, Φ_e - матрицы описывающих функций замкнутой системы и системы по ошибке.

С учетом (6.14) это выражение может быть записано следующим образом:

$$D_e = D_{e_i} + A_1\,D_e + B_1\,D_e^{\bullet}, \qquad (6.22)$$

где A_1 - матрица, элементами которой являются интегралы от элементов матрицы $[\Phi\, W_{n_e} \Phi^T]$; B_1 - матрица, элементы которой - интегралы от элементов матрицы $[\Phi\, T_L W_{n_e} T_L^T \Phi^T]$; W_{n_e} - диагональная матрица, элементами которой являются соотношения

$$W_{n_e}^m = \frac{P_o \pi}{f_m} \cdot \frac{1}{1 + \omega^2 T_{L_m}^2},$$

где m - номер контура; T_L - вектор-столбец, элементы которого - постоянные времени опережения в каждом контуре T_{L_m}.

Выражение для входящей в правую часть (6.22) диагональной матрицы D_e^*, элементами которой являются дисперсии производных сигналов ошибок слежения, имеет вид

$$D_e^* = D_{e_i}^* + A_2 D_e + B_2 D_e^*, \qquad (6.23)$$

где $D_{e_i}^*$ - диагональная матрица, элементами которой являются несобственные интегралы от элементов матрицы $[\omega\, \Phi_e S_{ii} \Phi_e^T \omega^T]$ (ω - вектор столбец $[\omega\ 0\ ]^T$); A_2 - матрица, элементы которой есть интегралы от элементов матрицы $[\omega\, \Phi\, W_{n_e} \Phi^T \omega^T]$; B_2 - матрица, элементами которой являются интегралы от элементов матрицы $[\omega\, \Phi\, T_L W_{n_e} T_L^T\, \Phi^T \omega^T]$.

Объединив уравнения (6.22) и (6.23), получим систему уравнений, которая в матричной форме имеет вид

$$\begin{vmatrix} E - A_1 & -B_1 \\ -A_2 & E - B_2 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} D_e \\ D_e^* \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} D_{e_i} \\ D_{e_i}^* \end{vmatrix}, \qquad (6.24)$$

где E - единичная матрица.

Условие, определяющее область допустимых решений,

$$\sigma = \begin{vmatrix} E - A_1 & -B_1 \\ -A_2 & E - B_2 \end{vmatrix} > 0 \qquad (6.25)$$

и является "σ-критерием" выбора значений параметров многоконтурной системы самолет - летчик.

Помимо условий устойчивости при построении областей допустимых значений параметров модели описывающей функции действий летчика необходимо учитывать и предельные значения этих параметров, превышение которых невозможно из-за психофизиологических ограничений человека. Такие величины для ряда параметров известны из экспериментальных исследований. Так например, постоянная времени опережения T_L не превышает 5 с, а постоянная времени запаздывания τ, при использовании простейшей модели описывающей функции действий летчика (6.8), не менее 0,15 с.

6.1.5. Критерии выбора параметров модели характеристик действий летчика

Свойство адаптации поведения летчика, подробно рассмотренное в гл.4, указывает на то, что его действия целенаправлены. Это позволяет утверждать, что они согласуются с определенными формируемыми летчиком критериями. Попытки формализовать критерии в рамках структурного подхода привели к развитию двух групп критериев: частотных и обобщенных.

Частотные критерии выбора параметров модели характеристик действий летчика. В работах Макруэра [67,68] получил развитие традиционный частотный метод синтеза систем управления. В нем предполагается, что летчик всегда стремится обеспечить такие частотные характеристики системы самолет - летчик, которые соответствуют характеристикам высококачественной системы слежения. Это достигается путем введения соответствующей коррекции, что в рамках представления действий летчика моделью описывающей функции $W_л(j\omega)$ адекватно выбору параметров этой модели. Таким образом, критериями здесь выступают частотные показатели качества систем. Исходя из этого разработаны так называемые "правила настройки" параметров модели описывающей функции действий летчика. Применительно к

одноконтурной системе эти правила относятся к выбору параметров описывающей функции (6.7) $K_л$, T_L и T_I, который должен осуществляться таким образом, чтобы

устойчивость системы обеспечивалась в широком диапазоне изменения коэффициента усиления $K_л$;

в возможно более широком диапазоне частот, содержащем частоту среза разомкнутой системы самолет – летчик ω_c, ее амплитудная частотная характеристика имела бы наклон, приблизительно равный - 20 дБ/дек;

с целью эффективного отслеживания командного сигнала АЧХ разомкнутой системы в области низких частот была бы значительно больше единицы, т.е. $|W_{лс}| \gg 1$.

Приведенные правила непосредственно связаны с характеристиками разомкнутой системы. Существует две модели этой системы. Простейшей и наиболее распространенной является модель "частоты среза". Основой ее является экспериментально выявленное свойство относительной инвариантности наклона АЧХ разомкнутой системы, равного примерно -20 дБ/дек в широком диапазоне изменения переменных задачи.

Выражение модели "частоты среза" имеет вид

$$W_{лс} = \frac{\omega_c}{j\omega} e^{-j\omega\tau_e}, \qquad (6.26)$$

где ω_c – частота среза; τ_e – постоянная времени эквивалентного запаздывания, введение которого позволяет добиться соответствия ФЧХ, вычисленных по (6.26) и полученных в эксперименте.

Удобство этой модели заключается в том, что она определяется лишь двумя параметрами ω_c, τ_e, зависящими от динамики объекта управления ($W_c(j\omega)$) и характеристик спектра входного сигнала (в значительной степени ширины его спектра ω_i). Эта зависимость при достаточно широких прямоугольных спектрах входного сигнала ($\omega_i > 1{,}5$ 1/с) имеет вид

$$\omega_c \approx \omega_{c_0}(W_c) + \delta\omega_c(\omega_i); \qquad (6.27)$$

$$\tau_e \approx \tau_0(W_c) - \delta\tau_e(\omega_i), \qquad (6.28)$$

где $\delta\tau_e(\omega_i) = 0{,}08\,\omega_i$, а $\delta\omega_c(\omega_i) = 0{,}18\omega_i$.

Приведенное выражение ω_c справедливо для случаев, когда ширина спектра входного сигнала ограничена условием $\omega_i < 0{,}8\,\omega_{c_0}$. При $\omega_i > 0{,}8\,\omega_{c_0}$ увеличение ширины спектра сопровождается уменьшением частоты среза. Это явление регресса частоты среза отмечалось в гл.4.

Параметр ω_{c_0} определяется значением частоты среза, при котором замкнутая система выходит на границу устойчивости, т.е.

$$\omega_{c_0}(W_c) = \frac{\pi}{2\tau_0(W_c)}. \qquad (6.29)$$

На рис.6.9 приведена зависимость параметра τ_0 от наклона АЧХ объекта управления на частоте среза разомкнутой системы самолет - летчик. Ее вид позволяет сделать вывод о том, что увеличение порядка астатизма передаточной функции объекта управления, требующее от летчика соответствующих опережающих действий, сопровождается и увеличением эквивалентного запаздывания. Так, при $W_c = k$, $\tau_0 = 0{,}3$ с, а при $W_c = k/p^2$ эта величина увеличивается на 0,2 с.

Необходимо отметить, что при ширине спектра $\omega_i < 1\text{-}1{,}5$ 1/с значения параметров ω_c и τ_e, получаемых из выражений (6.27) и (6.28) и в результате аппрок-

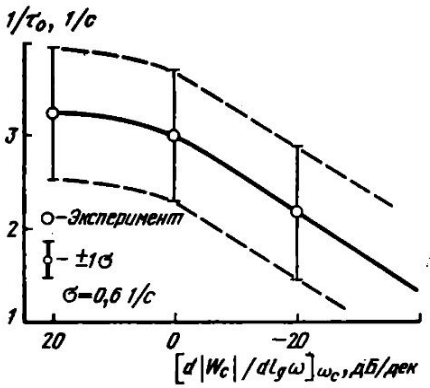


Рис.6.9. Влияние динамики объекта управления на составляющую постоянной времени звена запаздывания модели "частоты среза"

Таблица 6.2

$W_c(j\omega)$		Требования к параметрам $W_л(j\omega)$		
		Область низких частот ($\omega \ll \omega_c$)	Область средних частот ($\omega = \omega_c$)	Область высоких частот ($\omega > \omega_c$)
k	-	$T_L=0$ $T_I>1$	-	$T_L\neq0$ (вводится для снижения эффекта звена запаздывания)
$\frac{k}{j\omega}$	-	-	-	$T_L\neq0$ (вводится для снижения эффекта звена запаздывания)
$\frac{k}{(j\omega)^2}$	-	$T_L>1$ $T_I=0$	-	-
$\frac{k}{j\omega\ (Tj\omega+1)}$	$T>\tau$	-	$T_L=T$	-
	$T<\tau$	-	-	$T_L\neq0$ (вводится для снижения эффекта звена запаздывания и инерционности W_c)

Продолжение табл. 6.2

$W_c(j\omega)$	Требования к параметрам $W_л(j\omega)$		
	Область низких частот ($\omega \ll \omega_c$)	Область средних частот ($\omega = \omega_c$)	Область высоких частот ($\omega > \omega_c$)
	$\omega_0 \ll \frac{1}{\tau}$ $T_L > 1$	-	-
$\frac{k}{\frac{(j\omega)^2}{\omega_0^2} + \frac{2\xi}{\omega_0} j\omega + 1}$	$\omega_0 \gg \frac{1}{\tau}$ $T_I > 1$	-	$T_L \neq 0$ (вводится для снижения эффекта звена запаздывания)

симации экспериментальных данных, существенно расходятся. Таким образом, область применимости соотношений (6.27) и (6.28) ограничивается диапазоном $1{,}5 < \omega_i < 0{,}8\ \omega_{c_0}$.

В табл.6.2 для ряда объектов управления приведены общие требования к настройке параметров T_I и T_L, полученные на основании рассмотренных правил настройки.

Помимо настройки параметров модели описывающей функции действий летчика модель частоты среза может быть использована и для оценки устойчивости и качества системы самолет - летчик. Так, учитывая соотношения (6.27) и (6.28), нетрудно получить выражение запаса по фазе:

$$\varphi_m = \omega_{c_0} \delta\tau - \tau_0 \delta\omega_c .$$

Подставляя в правую часть этого выражения соотношения (6.27), (6.28), (6.29), можно получить зависимость φ_m от ω_i и ω_c, которая позволяет сделать вывод о том, что уменьшение ширины спектра и

увеличение порядка астатизма приведут к снижению запасов устойчивости. Этот результат совпадает с данными экспериментальных исследований, приведенных в гл.4.

Приближенная оценка точности пилотирования с использованием модели (6.26) может быть получена в предположении, что спектр входного сигнала имеет прямоугольную форму ($S_{ii} = \sigma_i^2 2\pi/\omega_i$) в диапазоне частот $0 < \omega < \omega_i$. Тогда выражение дисперсии ошибки слежения

$$\sigma_{e_i}^2 = \frac{1}{2\pi}\int_0^{\omega_i} |\Phi_e|^2 S_{ii}\, d\omega \qquad (6.30)$$

принимает достаточно простой вид. Действительно, при $\omega_i < \omega_c$ в рассматриваемом диапазоне частот

$$\Phi_e(j\omega) = \frac{1}{1 + W_{лс}} \cong \frac{j\omega}{\omega_c}.$$

С учетом этого приближенного равенства нетрудно получить следующее выражение относительной дисперсии ошибки слежения:

$$\frac{\sigma_{e_i}^2}{\sigma_i^2} = \frac{1}{3}\left(\frac{\omega_i}{\omega_c}\right)^2. \qquad (6.31)$$

Это соотношение получило название "закона одной трети". Из него следует, что при увеличении ширины спектра входного сигнала требование сохранения примерного постоянства ошибки слежения может быть выполнено при соответствующем увеличении частоты среза разомкнутой системы самолет - летчик. Этот вывод качественно соответствует экспериментальным результатам. Результаты более точного вычисления интеграла в (6.30) приведены на рис.6.10. Из него, в частности, также видно, что при существенном увеличении ω_i (при $\omega_i > \omega_c$) снижение дисперсии ошибки слежения может быть достигнуто путем

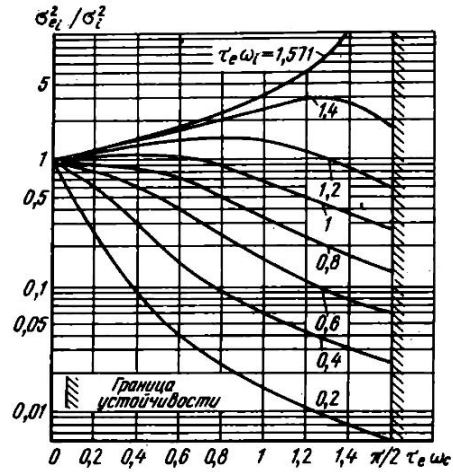


Рис.6.10. Зависимость точности слежения от параметров модели "частоты среза"

уменьшения частоты среза разомкнутой системы ω_c. Именно это явление "регресса частоты среза" и наблюдается в экспериментах.

Более точную аппроксимацию частотных характеристик разомкнутой системы самолет - летчик в области ее частоты среза дает модель второго приближения, так называемая "расширенная модель частоты среза". В частности, она учитывает через a-параметр влияние характерного уменьшения ФЧХ разомкнутой системы в области низких частот. Для ряда объектов с передаточными функциями, например, $W_c = k/p^2$; $W_c = k/p(p-2)$, структура "расширенной модели частоты среза" позволяет добиться и лучшего совпадения АЧХ модели с результатами экспериментов на частотах, меньших ω_c, чем это имеет место в случае применения модели "частоты среза" (6.26).

Выражения "расширенной модели частоты среза" для разных объектов, как видно из табл.6.3, существенно отличаются. Значения параметров, входящих в рассматриваемую модель приведены в работах [18, 68].

Ввиду недостаточной универсальности, связанной с зависимостью структуры модели от объекта управления, "расширенная модель частоты среза" используется значительно реже, как для выбора параметров модели описывающей функции действий летчика, так и решения других задач. Область ее применения в основном ограничена аппроксимацией получаемых в экспериментах характеристик разомкнутой системы. Одним из наиболее удачных приложений этой модели является исследование устойчивости замкнутой системы самолет - летчик, когда объект управления имеет передаточную функцию $W = \lambda/(p - \lambda)$. Анализ этого случая, независимо выполненный в работах [17, 35], позволяет установить связь максимального значения корня $\lambda = \lambda_c$, при котором

Таблица 6.3

$W_c(j\omega)$	$W_{лс}(j\omega)$
$k/j\omega$	$\frac{\omega_c}{j\omega} e^{-j(\tau_e \omega + a/\omega)}$
$k/(j\omega - 2)$	$\frac{k}{j\omega - 2} e^{-j(\tau_e \omega + a/\omega)}$
$k/(j\omega)^2$	$\frac{(\omega_c/T_L)(T_L\, j\omega + 1)\, e^{-j(\tau_e \omega + a/\omega)}}{(j\omega)^2}$

система самолет-летчик теряет устойчивость, с параметрами задержек, вводимых летчиком в области низких (параметр a) и высоких частот (параметр τ_e). Эксперименты, выполненные с указанным объеком управления, подтвердили возможность использования структуры "расширенной модели частоты среза" вида

$$W_{лс} = \frac{k}{j\omega - \lambda} e^{-j(\omega\tau_e + a/\omega)}$$

при значениях λ близких к λ_c.

Далее, используя критерий Найквиста можно показать, что

$$\lambda_c = \frac{1}{\tau_e}(1 - \sqrt{a\tau_e}). \qquad (6.32)$$

Это соотношение, устанавливающее связь λ_c с параметрами a и τ_e, не зависит от коэффициента усиления системы и вводимого летчиком мультипликативного шума. Оно дает значения λ_c достаточно близкие к тем, при которых в экспериментах происходила потеря устойчивости одноконтурной компенсаторной системы. Так, например, подстановка в

(6.32) $a_{экс} = 0,1$ (1/с) и $\tau_{e}^{экс} = 0,152$ (с), полученных при $\lambda < \lambda_{c}^{экс}$ (в рассматриваемом случае $\lambda_{c}^{экс}$=5,9-6,1(1/с)), дает $\lambda_{c} = 5,77$ (1/с).

Обобщенные критерии выбора параметров модели характеристик действий летчика. Очевидно, что при выполнении задач точного пилотирования летчик преследует (или перед ним ставится) цель обеспечения требуемых показателей точности (σ). При этом для него не безразлично какие усилия (физические или психофизиологические) требуются для выполнения задачи. При значительных показателях загрузки λ в характеристиках управляющих действий летчика отмечаются (см.гл.4) определенные изменения. Можно полагать, что при выработке стратегии своих действий летчик учитывает оба эти фактора и тогда общая форма записи критериальной зависимости принимает вид

$$J = J(\sigma,\lambda). \qquad (6.33)$$

Возможны различные требования к критериальной зависимости (или критерию), определяемые разной мотивацией летчика в процессе выполнения задачи. Ниже рассмотрены два из них, наиболее широко встречающиеся в практике пилотирования.

1. *Достижение минимума критерия* при условии, что летчик целиком загружен выполняемой им задачей и не отвлечен выполнением дополнительной задачи

$$G = \min_{a_i \in V_a} J(\sigma,\lambda)\Big|_{\lambda_{доп} = 0},$$

где a_i - параметры модели действий летчика; V_a - область их допустимых значений; $\lambda_{доп}$ - показатель дополнительной психофизиологической загрузки. При математическом моделировании в качестве такого показателя удобно использовать долю внимания, выделяемую летчиком на выполнение дополнительной задачи. В случае многоконтурного и многоканального слежения выбор параметров должен предусматривать процедуру оптимизации доли внимания, уделяемой каждой координате. Поэтому требование к критерию в этом случае может быть записано следующим образом:

$$G = \min_{f_m} \min_{a_i \in V_a} J(\sigma,\lambda).$$

2. ***Достижение заданного уровня критерия*** при неполной загрузке летчика. В этом случае

$$G(\delta f) = \min_{f_m} \min_{a_i \in V_a} J(\sigma, \lambda, \delta f) = G_0.$$

Требование, чтобы $G = G_0$, одновременно позволяет получить и значение δf. Решение здесь получается путем построения зависимости $G(\delta f)$ (рис.6.11) и выбора такого значения δf^*, при котором $G = G_0$. Каждой точке этой зависимости соответствует минимальное значение критерия G, обеспечивающее оптимальное сочетание параметров $\{f_m, a_i\}_{opt}$ при определенном значении δf.

Вопросу определения минимизируемой зависимости $J(\sigma, \lambda)$ посвящен ряд работ. Все они отличаются используемыми показателями σ и λ, хотя, как правило, структура зависимости имеет вид взвешенной суммы

$$J = F\left(\sum_{k=1}^{M} a_k \sigma_k + \beta_k \lambda_k\right), \qquad (6.34)$$

где a_k и β_k - весовые коэффициенты.

В задачах одноконтурного компенсаторного слежения, где летчик стремится как можно точнее отследить командный сигнал i(t), под показателем σ понимают дисперсию воспринимаемой ошибки σ_e^2 или ее составляющей, вызванной командным сигналом $\sigma_{e_i}^2$.

Значительно большее многообразие в выборе показателя загрузки связано с широкой трактовкой этого понятия. В одних работах под ней подразумевают физическую, а в других - психофизиологическую

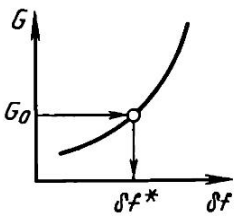


Рис.6.11. Алгоритм выбора параметров модели действий летчика по уровню загрузки внимания летчика

загрузку. Кроме того, в рамках этих групп показателей также нет единообразия.

Так, в качестве показателей физической загрузки при математическом моделировании задачи одноконтурного слежения используют дисперсию отклонения рычага управления σ_c^2, или дисперсию скорости отклонения $\dot{\sigma}_c^2$. К ним можно отнести и математическое ожидание мощности $M\{N\}$, развиваемой действиями летчика в процессе выполнения задачи. Для целей моделирования использование выражения (2.30), определяющего показатель $M\{N\}$, вызывает затруднения. Их устранение требует введения определенных допущений. Ими являются условия некоррелированности процессов $|c(t)|$ и $|\dot{c}(t)|$ и близости их распределения к нормальному закону. Тогда полагая, что градиент усилий на единицу перемещения P^c практически постоянен, можно получить, что

$$M\{N\} = \frac{2}{\pi}\,\sigma_c\,\sigma_{\dot{c}}\,P^c.$$

Подробно вывод этого соотношения приведен в работе [16]. Экспериментальная проверка этого соотношения показала высокую точность вычисляемых с его помощью результатов для самых разных объектов управления.

В качестве показателей психофизиологической загрузки при математическом моделировании используются как показатели уровня адаптации, так и уровня внимания летчика. В качестве примера первого из них наибольшее распространение получила постоянная времени опережения в модели описывающей функции действий летчика T_L. Из экспериментальных исследований известно, что увеличение этого параметра всегда сопровождается ростом уровня спектральной плотности ремнанты и дисперсии, определяемой ею составляющей ошибки $\sigma_{e_n}^2$. На основании этой взаимосвязи и в силу простоты формализации показатель психофизиологической загрузки летчика $\sigma_{e_n}^2$ получил распространение в ряде работ.

Если в экспериментальных исследованиях получение показателя загрузки внимания λ_n легко реализуется с помощью схемы, приведенной

на рис.3.1, то его формализация в удобной форме, необходимой для математического моделирования, вызывает определенные сложности. Эта проблема привела к поиску аналога рассматриваемого показателя. Таковым является допустимая доля внимания летчика δf, уделяемая дополнительной задаче. Чем она больше, тем меньшая доля внимания $f=1-\delta f$ требуется летчику в основной задаче для ее успешного выполнения. Если дополнительная задача связана с управлением объектом с передаточной функцией $W_c = \lambda/(p - \lambda)$, то рост δf, а следовательно, и уменьшение параметра K_{n_e}, который в этом случае равен $P_0/\delta f$, должны приводить к увеличению показателя λ_n. Соответствие λ_n и δf позволяет использовать последний при математическом моделировании в качестве показателя загрузки. Он используется в таком качестве и при исследовании задач многоконтурного слежения. Для этого класса задач к показателям загрузки относят также дисперсии составляющих ошибок наблюдаемых сигналов, некоррелированных с входным воздействием ,а также совокупность постоянных времени опережения в описывающих функциях действий летчика в разных контурах $\{T_{L_i}\}$.

Основной проблемой при построении критериальной зависимости J с включением сюда различных по смыслу и размерности показателей является выбор весовых коэффициентов α_k и β_k. Ее решение приводится в настоящем разделе при рассмотрении метода математического моделирования, получившего название "бумажный летчик".

При моделировании задачи одноконтурного слежения критерий (6.34) можно представить следующим образом:

$$J = \sigma^2_{e_i} + \beta\lambda.$$

Если в качестве показателя загрузки использовать дисперсию составляющей ошибки, некоррелированной с входным воздействием $\sigma^2_{e_n}$, то тогда не возникает проблемы выбора коэффициента β. Действительно, в этом случае $\beta = 1$ и критерий J есть дисперсия полной ошибки слежения, воспринимаемой летчиком, т.е.

$$J = \sigma^2_{e_i} + \sigma^2_{e_n}. \qquad (6.35)$$

Преимущество такого критерия заключается в ясности его физического смысла, а также в простоте вычисления согласно формуле (6.20). Он учитывает также влияние показателей δf и T_L.

Так как использование критерия (6.35) не требует разработки процедуры определения весовых коэффициентов, то он весьма удобен и для математического моделирования задач многоконтурного слежения. Обоснованием возможности его применения для этого класса задач должно быть предположение о том, что летчик, отслеживая командный сигнал, воспринимает дополнительные фазовые координаты как вспомогательные. Решение, полученное на базе такого критерия, можно рассматривать как предварительный результат. Он учитывает шумы, вводимые летчиком в каждом контуре, и его вычисление сводится к решению уравнения (6.24).

Для случая двухконтурной системы выражение для дисперсии ошибки во внешнем контуре $\sigma^2_{e_1}$ имеет вид

$$\sigma^2_{e_1} = \frac{(1-B_2^{11}-A_1^{22}-B_2^{22})\sigma^2_{e_{1_i}} - B_1^{11}\sigma^{*2}_{e_{1_i}} - A_1^{12}\sigma^2_{e_{2_i}} - B_1^{12}\sigma^{*2}_{e_{2_i}}}{1-(A_1^{11}+B_2^{11}+A_1^{22}+B_2^{22})}. \qquad (6.36)$$

Здесь $\sigma^2_{e_{i_{1,2}}}$ и $\sigma^{*2}_{e_{i_{1,2}}}$ - дисперсии составляющих сигналов ошибок и их производных воспринимаемых летчиком во внешнем и внутреннем контуре; $A^{ij}_{1,2}$ и $B^{ij}_{1,2}$ - элементы матриц A_1, A_2, B_1, B_2, входящие в уравнение (6.24).

Полученное выражение можно использовать в качестве критерия J выбора параметров модели характеристик действий летчика. Область их допустимых значений определяется согласно "σ-критерию" следующим неравенством

$$1 - (A_1^{11} + B_2^{11} + A_1^{22} + B_2^{22}) > 0,$$

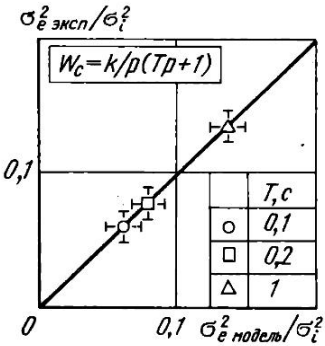


Рис.6.12. Соответствие результатов математического моделирования с экспериментальными

Использование в качестве критерия дисперсии полной ошибки слежения позволяет при математическом моделировании задач одноконтурного слежения получать хорошие количественное и качественное соответствия частотных, спектральных и интегральных характеристик системы самолет - летчик экспериментальным данным. Приведенные на рис.6.4 и 6.12 результаты моделирования дают возможность оценить степень такого соответствия. Количественное соответствие результатов снижается, когда такой критерий используется при моделировании задач многоконтурного слежения. В этом случае методика пилотирования и опрос летчиков показывает, что он стремится выполнить основную задачу (например, отследить глиссаду), реагируя на ряд фазовых координат (ϑ, V_y), стремясь их минимизировать или удержать в определенных пределах. Не безразличен летчик и к перемещениям рычага управления, определяющим физическую работу. Одной из форм представления всех этих факторов в одном обобщенном критерии является следующее выражение:

$$J = \sum_{k=1}^{M} a_k \sigma^2_{x_k} + \beta\, \sigma^2_c, \qquad (6.37)$$

где x_k - наблюдаемые летчиком фазовые координаты, включая и ошибку отслеживания командного сигнала.

Выбор весовых коэффициентов a_k и β является нетривиальной задачей. Ее решение, в частности, дает правило Брайсона [6], согласно которому они выбираются из условия

$$a_k = \left| \frac{1}{x_{k\ max}} \right|^2 ; \beta = \left| \frac{1}{c_{max}} \right|^2 ,$$

где $x_{k\ max}$ и c_{max} - максимально допустимые отклонения фазовых координат и рычага управления. Для каждой задачи пилотирования их

величины имеют определенные значения. Так, например, в задаче точного отслеживания траектории значения $x_{k\ max}$ лежат в пределах $|\vartheta_{max}| = 0{,}5 - 1$ град, $|H_{max}| = 2 - 3$ м, $|\dot{H}_{max}| = 0{,}5$ м/с.

В задачах многоконтурного слежения, например, отслеживания угла наклона траектории на этапе посадки, вычисленные по критерию (6.37) оптимальные значения параметров самолета оказываются значительно ближе к тем, которые выбирает летчик, по сравнению со значениями, получаемыми по критерию минимума дисперсии полной ошибки отслеживания командного сигнала. Этот результат иллюстрирует пример выбора оптимального значения градиента $X^{п}_{в}{}^{у}$ (рис.6.13), который по критерию (6.37) оказывается весьма близким к выбранному летчиком в эксперименте.

Одним из наиболее широко используемых при проектировании ЛА критериев является оценка, которую дает летчик пилотажным свойствам ЛА. Именно она, являясь критерием оценки пилотажных свойств верхнего уровня, применяется при нормировании характеристик управляемости. Этим и определяется неослабевающий интерес к построению моделей прогнозирования оценки летчика и возможности использования этого критерия при математическом моделировании характеристик действий летчика и системы самолет - летчик.

Все известные модели прогнозирования оценки летчика, объединенные подходом с названием "бумажный летчик" [18], основываются на положении, что летчик всегда стремится выполнить задачу пилотирования наилучшим образом, затрачивая при этом наименьшие усилия: как физические, так и психофизиологические. При этом процессы в системе самолет - летчик приобретают вполне определенные свойства, оценивая которые, летчик, по своим критериям, формирует окончательную комплексную оценку. Таким образом, эта оценка представляет собой свертку множества частных критериев, и что важно, осуществляемую самим летчиком. Отсюда следует, что летчик стремится выставить наилучшую оценку пило-

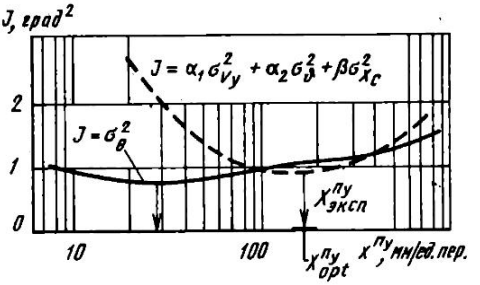


Рис.6.13. Выбор чувствительности управления самолетом

тажным свойствам, находясь в условиях ограничений своих возможностей и задачи пилотирования. Все это должно найти отражение при построении зависимости между оценкой летчика S и функционалом J(или критерием), используемым при выборе параметров a_i модели действий летчика, осуществляемого путем его минимизации.

Итак, в соответствии с приведенной выше концепцией устанавливается взаимнооднозначное соответствие между оценкой летчика S и минимальным значением функционала J:

$$S(\xi^*, \eta^*, \lambda_{opt}) = [\min_{a_i \in V_a} J(b^*, \eta^*, a_i)],$$

где b^*, η^* - фиксированные значения векторов параметров соответственно модели объекта управления и модели внешних возмущений.

Проблема определения функционала J является центральной в разработке модели прогнозирования оценки летчика. Она состоит в выборе вектора частных критериев $\{\kappa_j\}$, в качестве которых, например, могут быть показатели действий летчика и качества системы. В случае аддитивного построения функционала $J = \sum_{j=1}^{M} a_j \kappa_j$ необходимо также определить значения весовых коэффициентов a_j. Состав вектора $\{\kappa_j\}$ назначается на основании принимаемой в исследовании математической модели системы самолет - летчик, и его составляющие κ_j есть характеристики тех процессов, на свойства которых обращает внимание летчик при формировании своей оценки процесса пилотирования.

Таким образом, в число составляющих вектора $\{\kappa_j\}$ входят характеристики (например дисперсии) вектора наблюдения, используемого летчиком при пилотировании; его психофизиологическая загрузка (оцениваемая, например, такими параметрами модели действий летчика, как постоянные времени опережения T_{L_i}); физическая загрузка от перемещения рычага управления (оцениваемая, например, по дисперсии перемещения σ_c^2).

Для установления связи между оценкой летчика S и функционалом J можно использовать закон Вебера-Фехнера, считая, что

оценка летчика S является выражением его ощущения свойств процесса пилотирования, определяемых показателем J. В этом случае

$$S = K_s \ln\left(\min_{a_i \in V_a} J + 1\right) + 1.$$

Для определения коэффициента K_s и весовых коэффициентов a_j в выражении J необходимо проведение экспериментальных исследований, в которых в широких пределах варьируются динамические параметры объекта управления и для каждой динамической конфигурации получаются значения элементов вектора $\{\kappa_j^{экс}\}$ и оценки $S^{экс}$. Согласование результатов математического моделирования системы самолет - летчик с экспериментом по всем показателям качества процесса пилотирования может быть улучшено с помощью дополнительной процедуры, выбора значений K_s и $\{a_j\}$, предусматривающей минимизацию взвешенной суммы получаемого рассогласования и выполнение условия допустимого отклонения оценки летчика от ее прогнозируемого значения. Вектор весовых коэффициентов при этом обеспечивает масштабирование входящих в функционал показателей. Исследование рассматриваемого подхода показало, что определение показателей психофизиологической загрузки, например, постоянных времени опережения в модели описывающей функции действий летчика, выполненное на основе аппроксимации экспериментальных частотных характеристик системы самолет - летчик в рамках принятой для нее математической модели, существенно улучшает согласованность прогноза оценки летчика и широкого круга показателей качества системы самолет - летчик с результатами эксперимента. Кроме этого, применение в подходе интервальной шкалы оценок пилотажных свойств (Ψ-шкалы, приведенной в гл.3) позволяет получить непрерывное изменение прогнозируемой оценки летчика, что упрощает процедуру математического моделирования.

Работоспособность рассмотренного подхода демонстрируется далее результатами, полученными при исследовании пилотажных характеристик ЛА на режиме висения. Особенности этой задачи пилотирования, касающиеся выбора летчиком вектора наблюдения, были рассмотрены в гл.4. С их учетом была построена функциональная зависимость вида

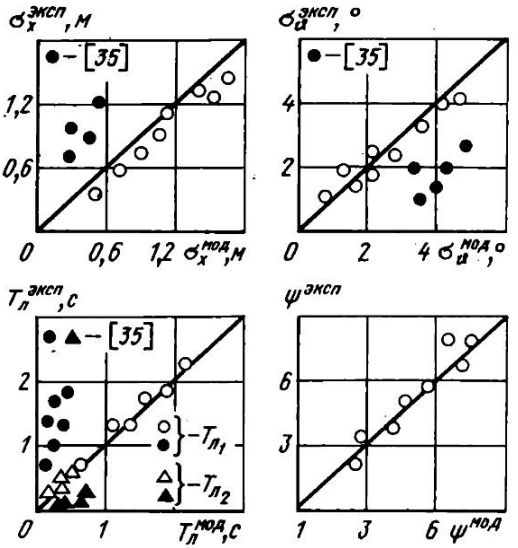


Рис.6.14. Соответствие результатов математического моделирования (метод "бумажный летчик") с экспериментальными

$$\Psi = 1{,}177 \ln \left(\min_{a_i \in V_a} J + 1 \right) + 1, \qquad (6.38)$$

где $J = 0{,}52\,\tilde{\sigma}_c^2 + 1{,}873\,\tilde{\sigma}_x^2 + 1{,}88\,\tilde{\sigma}_\epsilon^2 + 2{,}18\,T_{L_{11}} + 1{,}34\,T_{L_{12}}$, отражающая взаимосвязь оценки летчика с частными показателями качества пилотирования. Здесь $T_{L_{11}}$ и $T_{L_{12}}$ - постоянные времени опережения описывающих функций летчика во внешнем и внутреннем контурах, замыкаемых им параллельным способом; индексы c, x, ϵ - изменения положения рычага управления, продольной координаты и угла визирования.

В соотношении для J введены дисперсии, сравниваемые и отнесенные к их минимальному значению $\sigma^2_{(\cdot)_{min}}$. Считается также, что процесс в системе самолет - летчик с дисперсией, меньшей $\sigma^2_{(\cdot)_{min}}$, не оказывает влияния на оценку летчика. Таким образом,

$$\tilde{\sigma}^2_{(\cdot)} = \begin{cases} 0, \text{при } \sigma^2_{(\cdot)} < \sigma^2_{(\cdot)\,min} \\ [\sigma^2_{(\cdot)} - \sigma^2_{(\cdot)\,min}]/\sigma^2_{(\cdot)\,min}, \text{при } \sigma^2_{(\cdot)} < \sigma^2_{(\cdot)\,min}. \end{cases}$$

Результаты сравнения прогноза с экспериментом приведены на рис. 6.14. Как видно, полученная степень согласованности выше, чем имеющая место в исследованиях [35].

Для задач одноконтурного слежения построение модели прогнозирования значительно упрощается. В этом случае, ввиду однозначной связи дисперсий ошибки слежения (σ^2_e) и перемещения рычага управления (σ^2_c), оценка PR определяется двумя факторами - дисперсией σ^2_e и загрузкой, которая может быть выражена в терминах постоянной времени опережения T_L. Оценка PR может быть представлена в достаточно простой форме

$$PR = \min_{a_i \in V_a} J = \min_{a_i \in V_a} (a_1 \sigma^2_e + a_2 T_L). \qquad (6.39)$$

Использование оптимальной динамики объекта управления, определенной в подразд.7.2, позволяет осуществить пофакторные экспериментальные исследования влияния каждого из показателей (σ^2_e и T_L) на оценку PR и получить значение коэффициентов a_1 и a_2 независимо друг от друга. Так для определения коэффициента a_1 в этом случае необходимо провести серию экспериментов по управлению объектом $W^*_c = W^{opt}_c e^{-p\tau_c}$, имеющим запаздывание τ_c. При этом $W^{opt}_c(\tau^*, S_{n_e n_e}, K_{n_e}, S_{ii})$ определяется по методике, приведенной в подразд.7.2, с учетом того, что запаздывание в тракте управления $\tau^* = \tau + \tau_c$, где τ - запаздывание действий летчика. Эксперименты, выполненные с объектом W^*_c, в котором W^{opt}_c оптимальным образом компенсирует за-

паздывание, показали, что до величины τ_c = 0,4 (с) описывающая функция $W_л(j\omega)$ не изменяется и соответствует ее простейшему виду. Так как во всех этих экспериментах T_L практически остается равным нулю, то одновременное измерение оценки PR и дисперсии σ_e^2 позволяет найти a_1 из простейшего соотношения PR = $a_1\sigma_e^2$. Коэффициент a_2 может быть найден по результатам экспериментов, в которых динамические характеристики объекта управления определяются передаточной функцией $W_c(p) = W_c^*(p)/(1+Tp)$. В этом случае от летчика требуется введение опережения с целью компенсации влияния апериодического звена в $W_c(p)$. Одновременное измерение оценки PR и показателей σ_e^2, T_L, а также знание определенного ранее коэффициента a_1, позволяет определить весовой коэффициент a_2. Полученные таким образом значения коэффициентов a_1 = 10 (1/см^2); a_2 = 3 (1/с) для $T_L \leqslant 0{,}75$ (с) или a_2 = 1 (1/с) для $T_L > 0{,}75$ (с) позволяют при математическом моделировании получать хорошее согласование значений всех параметров системы самолет - летчик с определенными в экспериментальных исследованиях.

В заключении рассмотрения структурного подхода к математическому моделированию системы самолет - летчик отметим, что для его осуществления необходимо располагать алгоритмами и автоматизированной процедурой определения параметров модели действий летчика и широкого круга характеристик системы самолет - летчик, рассмотренных в гл.2. Центральное место в алгоритмическом обеспечении математического моделирования занимают алгоритмы вычисления значений критерия выбора параметров модели и поиска его минимума. Последний представляет собой алгоритм параметрической оптимизации функционалов вида (6.35), (6.36), (6.37), (6.38). Основу его составляют алгоритмы условной минимизации функции нескольких переменных, учитывающих ограничения на параметры модели действий летчика. Главным требованием, которому должны удовлетворять эти алгоритмы, является обеспечение поиска глобального минимума используемых в моделировании функционалов, так как им свойственна, как показывают исследования, многоэкстремальность.

6.2. Модель характеристик управляющих действий летчика, основанная на современной теории оптимального управления

Так же как и в структурном подходе формализация стремления летчика оптимизировать качество системы самолет - летчик является основой при математическом моделировании, выполняемом в рамках современной теории оптимального управления. Здесь предполагается, что цель, преследуемая летчиком в процессе выполнения задачи, адекватна минимизации квадратичного функционала качества

$$J = \lim_{T\to\infty} M \{ \frac{1}{T} \int_0^T (x^T Q\, x + c^T Q_c c + \dot{c}^T G_c^{\bullet}\, \dot{c}\,)\, dt \},$$

где x - n-мерный вектор фазовых координат объекта.В случае , если исследуется задача отслеживания программного входного сигнала, то вектор x кроме фазовых координат включает и сигналы ошибок; $c(t)$ - m-мерный вектор управляющих координат; Q_x, Q_c, $G_c^{\bullet}$ - матрицы неотрицательных весовых коэффициентов.

Изменение фазовых координат объекта управления получается в результате решения матричного уравнения

$$\dot{x}(t) = A\, x(t) + B\, c(t) + w(t),$$

где $w(t)$ - k-мерный вектор гауссовых шумов внешних возмущений с нулевым математическим ожиданием; A - матрица коэффициентов, определяющих динамику объекта; B - матрица коэффициентов, определяющих эффективность органов управления.

Для задачи одноконтурного слежения достаточно хорошее соответствие с экспериментом получается при использовании относительно простого функционала J, содержащего взвешенную сумму дисперсии ошибки и производной управления.

Воспринимаемые летчиком фазовые координаты, составляющие вектора индикации $y(t)$, определяются следующим матричным уравнением системы отображения информации:

$$y(t) = Cx(t) + Dc(t). \qquad (6.40)$$

Причем элементы матриц C и D могут зависеть от времени как, например, в задаче инструментальной посадки.

Вектор индикации $\mathbf{y}(t)$ включает величины, которые летчик явно наблюдает, а также их первые производные (неявная информация):

$$\mathbf{y}(t) = (y_e(t)\ \dot{y}_e(t))^T.$$

Первоначальные исследования в рамках рассматриваемого подхода ограничивались случаями визуального восприятия информации [38]. В последующих работах в состав вектора $\mathbf{y}(t)$ включалась и информация, воспринимаемая другими сенсорными системами летчика, например, вестибулярной системой [44]. Математическая модель этой системы учитывается путем расширения вектора $\mathbf{y}(t)$.

Психофизиология процессов восприятия, переработки информации и выработки действий и их обработки учитывается здесь путем введения следующих ограничений:

запаздывание восприятия, представляемое обычно звеном запаздывания $e^{-p\tau}$;

аддитивные шумы наблюдения $n_y(t)$ и моторной реакции $n_{u_c}(t)$;

инерционность отработки управляющего сигнала нервномышечной системой, описываемая апериодическим звеном с постоянной времени T_N.

Структура модели. Для осуществления оптимального управления модель действий летчика (рис.6.15) помимо восприятия и отработки команд нервномышечной системой должна содержать блок адаптации со следующими алгоритмами:

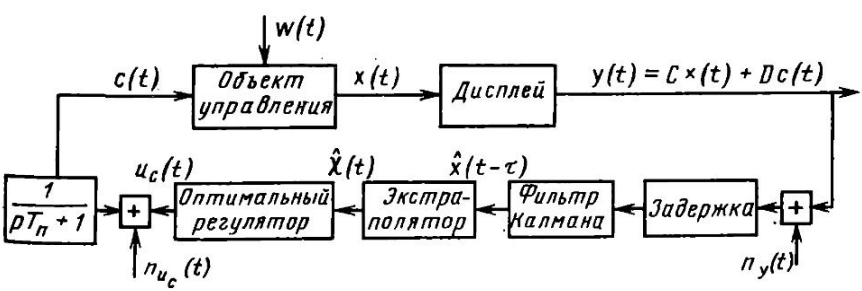


Рис.6.15. Структурно-функциональная схема модели действий летчика, основанная на современной теории оптимального управления

оптимального оценивания состояния движения объекта управления, т.е. фильтра Калмана, определяющего оценку $\hat{x}(t - \tau)$ по наблюдаемому вектору $y_p(t)$;

оптимального регулятора, определяющего сигнал управления $u_c(t)$ на основании упрежденной оценки $\hat{x}(t)$.

Модель восприятия вектора индикации характеризует связь между переменными $y(t)$, выводимыми на средства индикации, и величинами $y_p(t)$, воспринимаемыми летчиком с задержкой и шумовым искажением. Она описывается соотношением

$$y_p(t) = y(t - \tau) + n_y(t - \tau).$$

Входящая сюда постоянная времени τ помимо задержки восприятия учитывает и эффекты запаздывания, происходящие в других подсистемах человека. Как правило, величина τ изменяется в пределах 0,2 - 0,3 (с). n_y - вектор вводимого летчиком эквивалентного шума наблюдения, являющегося одной из составляющих ремнанты.

В соответствии со свойствами составляющих вектора $n_y(t)$, рассмотренными в гл.4 и разд.6.1, спектральная плотность каждой из них, например, y_m с учетом (6.15) и порога восприятия, определяется выражением

$$S_{n_{y_m} n_{y_m}} = \frac{\pi P_0}{k^2_{y_m} f_m} \sigma^2_{y_m}.$$

Модель отработки команд нервномышечной системой. На вход нервномышечной системы поступает сигнал $\bar{u} = u_c(t) + n_{u_c}(t)$, где u_c выходной сигнал оптимального регулятора, а $n_{u_c}(t)$ - моторный шум. Считается, что $n_{u_c}(t)$ является белым шумом, обладающим свойством мультипликативности. Интенсивность каждой его компоненты

$$(S_{n_{u_c} n_{u_c}})_i = \pi P_M (\sigma^2_{u_c})_i,$$

где P_M изменяется в пределах 0,002 - 0,01 с.

Динамика нервномышечной системы отражает ее инерционные свойства и, в случае зависимости функционала от дисперсий $\sigma_{\dot{c}}^2$, ее модель получается в процессе решения задачи построения блока адаптации.

Блок адаптации. Блок адаптации оптимальной модели действий летчика содержит совокупность алгоритмов оптимального регулятора, фильтра Калмана и экстраполятора.

Матрица коэффициентов оптимального регулятора L^*, получается при условии, что на вход регулятора подается точная оценка вектора $\chi = (x\ c)^T$, а эффектом шума можно пренебречь ввиду его малости в рабочем диапазоне частот [86].

Для определения L^* в рассмотрение вводится уравнение

$$\dot{\chi} = A_0\chi + B_0\mu + E_0 w$$

и функционал $J = \lim\limits_{T\to\infty} \frac{1}{T} \int\limits_0^T (\chi_0^T Q_0 \chi_0 + \mu^T G_{\dot{c}} \mu)dt,$

где $A_0 = \begin{Bmatrix} A & B \\ 0 & 0 \end{Bmatrix}$; $B_0 = \begin{Bmatrix} 0 \\ I \end{Bmatrix}$; $E_0 = \begin{Bmatrix} I \\ 0 \end{Bmatrix}$; $\mu = \dot{c}$; $Q_0 = \begin{Bmatrix} Q & 0 \\ 0 & Q_c \end{Bmatrix}$.

Решением задачи минимизации является уравнение

$$\mu = -L\chi, \qquad (6.41)$$

где $L = G_{\dot{c}}^{-1} B_0^T K_0$; K_0 - квадратичная положительно определенная матрица, получаемая в результате решения уравнения Рикатти:

$$A_0^T K_0 + K_0 A_0 + Q_0 - K_0 B_0 G_{\dot{c}}^{-1} B_0^T K_0 = 0.$$

Считая, что матрица L может быть представлена как $L=(L_1 L_2)$, из уравнения (6.41) нетрудно получить

$$T_N \dot{c} + c = u_c, \qquad (6.42)$$

где $T_N = L_2^{-1}$.

Уравнение, связывающее управление u_c с вектором χ

$$u_c = -L^* \chi, \tag{6.43}$$

позволяет получить матрицу коэффициентов обратной связи $L^* = (L_2^{-1} L_1 \; 0)$ линейного оптимального регулятора.

Таким образом, решение задачи сводится к вычислению коэффициентов оптимального регулятора $-L^*$, к которому последовательно подсоединено инерционное звено $(T_N p + 1)^{-1}$. Полагая, что оно моделирует динамику нервномышечной системы, элементы матрицы T_N можно обоснованно считать равными 0,1 с. Это условие дает возможность с помощью итерационной процедуры определить матрицу весовых коэффициентов G_c^*.

С учетом моторного шума уравнение (6.42) примет вид

$$\dot{c} + L_2 c = L_2 u_c + L_2 n_{u_c}. \tag{6.44}$$

Объединяя его с уравнением (6.40) и уравнением объекта управления, можно получить следующую систему:

$$\dot{\chi}(t) = A_1 \chi(t) + B_1 u_c(t) + W_1(t);$$

$$y = C_1 \chi;$$

где $B_1 = \begin{Bmatrix} 0 \\ L_2 \end{Bmatrix}$; $C_1 = [C \quad D]$; $A_1 = \begin{Bmatrix} A & B \\ 0 & -L_2 \end{Bmatrix}$,

$W_1(t)$ - вектор внешнего возмущения и моторного шума, матрица спектральных плотностей которого

$$S_{W_1} = \begin{Bmatrix} S_W & 0 \\ 0 & L_2 S_{n_u} L_2^T \end{Bmatrix}.$$

Здесь S_W - матрица спектральных плотностей внешнего возмущения $W(t)$; S_{n_u} - диагональная матрица спектральных плотностей моторного шума, элементы которой $(S_{n_{u_c} n_{u_c}})_i$.

Уравнение фильтра Калмана, позволяющее получить оценку $p_1(t)$ вектора $\chi(t - \tau)$, имеет вид

$$\dot{p}_1(t) = A_1 p_1(t) + H_1[y_p(t) - C_1 p_1(t)] + B_1 u_c(t - \tau), \qquad (6.45)$$

где $H_1 = \Sigma_1 C_1^T S_{n_y}^{-1}$, а матрица ошибок Σ_1 определяется из уравнения

$$O = A_1 \Sigma_1 + \Sigma_1 A_1^T + S_{W_1} - \Sigma_1 C_1^T S_{n_y}^{-1} C_1 \Sigma_1.$$

Здесь S_{n_y} - матрица спектральных плотностей шумов наблюдения.

Линейный экстраполятор в этом случае генерирует оценку $\hat{\chi}(t) = [\hat{x}(t), \hat{c}(t)]^T$ согласно уравнениям

$$\hat{\chi}(t) = \xi(t) + e^{A_1 \tau}[p_1(t) - \xi(t - \tau)], \qquad (6.46)$$

$$\dot{\xi}(t) = A_1 \xi(t) + B_1 u_c(t). \qquad (6.47)$$

Полная структурная схема оптимальной модели , соответствующая приведенным уравнениям фильтра Калмана, экстраполятора и оптимального регулятора, приведена на рис. 6.16.

Так как уравнения (6.45),(6.46) зависят от интенсивностей мультипликативных шумов $n_y(t)$ и $n_{u_c}(t)$, то их решение требует введения итерационной процедуры, связанной с вычислением дисперсий процессов $y(t)$ и $u_c(t)$, и сравнения получаемых результатов на каждом шаге.

Выражения для дисперсий процессов получаются из выражений матриц корреляционных функций, приведенных в [56,86] и имеющих следующий вид:

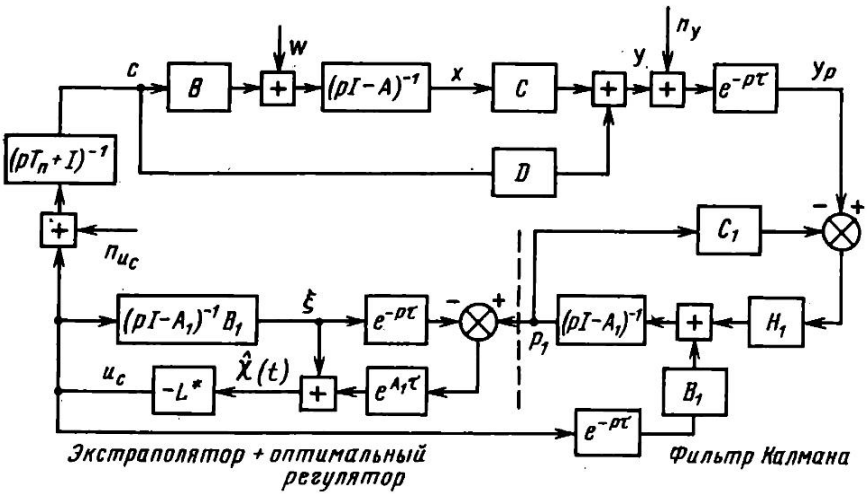


Рис.6.16. Структурно-операционная схема оптимальной модели действий летчика

матрица корреляционных функций сигнала ошибок оценивания $e_1 = \chi - \hat{\chi}$

$$M\{e_1(t)\, e_1^T(t)\} = E_1 = e^{A_1\tau}\, \Sigma_1\, e^{A_1^T\tau} + \int_0^{\tau} e^{A_1\sigma}\, W_1\, e^{A_1^T\sigma}\, d\sigma;$$

матрица корреляционных функций оценок сигнала $\hat{\chi}$

$$M\{\hat{\chi}(t)\, \hat{\chi}^T(t)\} = \hat{X} = \int_0^{\infty} e^{\bar{A}\sigma}\, e^{A_1\tau}\, H_1\, S_{n_y}\, H_1^T\, e^{A_1^T\tau}\, e^{\bar{A}^T\sigma}\, d\sigma,$$

$$\bar{A} = A_1 - B_1 L^*;$$

матрица корреляционных функций сигнала χ

$$M\{\chi(t)\, \chi^T(t)\} = \bar{\chi} = E_1 + \hat{X};$$

матрица корреляционных функций сигнала $y(t)$

$$M\{y(t)\, y^T(t)\} = \bar{Y} = C_1\, \bar{\chi}\, C_1^T;$$

матрица корреляционных функций сигнала $u_c(t)$

$$M\{u_c(t)\, u_c^T(t)\} = u_c = L^* \hat{X} L^{*T}.$$

Дисперсии сигналов определяются диагональными членами этих матриц.

Все приведенные уравнения, составляющие модель действий летчика, определены во временной области. Так как они линейны, то в частотной области вектора управления C(p) и наблюдения Y(p) связаны следующим уравнением:

$$C(p) = W_л(p)\, Y_e(p).$$

С целью получения выражения для $W_л(p)$ необходимо объединить уравнения (6.46) и (6.47), ввести в рассмотрение вектор $x_2 = [p_1 \hat{X}]^T$, а также переместить звено запаздывания к выходу оптимального регулятора. В этом случае система уравнений (6.43), (6.44), (6.45), (6.46) и (6.47) приобретает вид

$$\dot{x}_2 = A_2 x_2 + B_2 y + E_2 u_c(t-\tau) + B_2 n_y; \qquad (6.48)$$

$$u_c = C_2 x_2; \qquad (6.49)$$

$$\dot{c} = -L_2 c + L_2 u_c(t-\tau) + L_2 n_{u_c}, \qquad (6.50)$$

где $A_2 = \begin{bmatrix} A_1 - H_1 C_1 & 0 \\ -e^{A_1 \tau} H_1 C_1 & A_1 - B L^* \end{bmatrix}$;

$$B_2 = \begin{bmatrix} H_1 \\ e^{A_1 \tau} H_1 \end{bmatrix} = (B_{2_1}\, B_{2_2}); \; E_2 = \begin{bmatrix} B_1 \\ 0 \end{bmatrix}; \; C_2 = (0 - L)^*.$$

Учитывая, что вектор $y = (y_e \quad py_e)^T$, и используя очевидное тождество $p(p\,E - A_2)^{-1} = I + (p\,E - A_2)^{-1}A_2$, где E - единичная матрица, уравнение (6.48) приобретает вид

$$\dot{x}_2^1 = A_2 x_2^1 + \bar{B}_2 y_e + E_2 u_c(t-\tau) + B_2 n_y, \qquad (6.51)$$

где $x_2^1 = x_2 - B_2 y_e$, (6.52)

$$\bar{B}_2 = B_{2_1} + A_2 B_{2_2}.$$

С учетом (6.52) уравнение (6.49) приобретает вид

$$u_c = C_2 x_2^1 + \bar{D}_2 y_e, \qquad (6.53)$$

где $\bar{D}_2 = C_2 B_{2_2}$.

Объединяя уравнения (6.50), (6.51) и (6.53) нетрудно получить следующее выражение для $W_л(p)$

$$W_л(p) = (p\,E + L_2)^{-1} L_2 e^{-p\tau}(E - F\,e^{-p\tau})^{-1} H,$$

где $F = C_2(p\,E - A_2)^{-1}E_2$; $H = C_2(p\,E - A_2)^{-1}B_2 + \bar{D}_2$.

Зная $W_л(p)$, нетрудно найти выражение для спектральной плотности ремнанты, присоединенной к одной из наблюдаемых координат y_m и определяемой составляющими матриц S_{n_y} и $S_{n_{u_c}}$.

Сравнения частотной характеристики действий летчика и спектральной плотности ремнанты, полученных при математическом моделировании и в экспериментах, демонстрируют их хорошее совпадение как для простых, так и сложных в управлении объектов. Задача выбора весовых коэффициентов целевого функционала в большинстве работ решается путем использования правила Брайсона [40].

Так как вектор y включает и производные передаваемых сигналов, то кроме y_{max} должны быть определены и величины $\dot{y}_{max}$. Если y яв-

ляется угловой координатой и при этом рассматривается задача точного отслеживания траектории, то величины y_{max} и $\dot{y}_{max}$, как правило, выбирают равными друг другу и лежащими в пределах соответственно 0,5 - 1 (град) и 0,5 - 1 (град/с). В рамках оптимальной модели действий летчика получило дальнейшее развитие концепция "бумажного летчика". С этой целью в ряде работ найдены зависимости значений минимума квадратичного функционала качества, используемого в оптимальной модели действий летчика, с его субъективной оценкой. Многие из таких зависимостей, особенно те, которые получены в последние годы, соответствуют закону Вебера-Фехнера.

В частности, в работе [80] показано, что обработка данных оценок PR, полученных по шкале Купера методом регрессионного анализа, дает следующее выражение для прогнозируемой оценки: $PR = k \ln a J + в$, где $k = 25$; $a = 10$ и $в = 0{,}3$.

Глава 7

ФОРМИРОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ДИНАМИКЕ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ САМОЛЕТ - ЛЕТЧИК

7.1. Подходы к решению задачи формирования требований

Приведенные в гл.4 результаты экспериментальных исследований указывают на явную зависимость качества выполнения задач точного пилотирования от динамики объекта управления, характеристик дисплея и внешнего воздействия, характерными для каждой задачи. В меньшей степени просматривается зависимость качества от типа используемого рычага управления.

В настоящей главе, как и ранее, динамические свойства объекта управления представляются передаточной функцией самолета, оснащенного системой улучшения или обеспечения управляемости (или матрицей передаточных функций при многоконтурном слежении). Из всей совокупности параметров дисплея рассматривается только состав вектора информации и закон формирования директорного сигнала по фазовым координатам.

Задача определения требований к динамике элементов системы самолет - летчик сводится к получению такой комбинации параметров элементов системы $в_i \in B$, где B - область возможных значений, при которой обеспечивается выполнение условия

$$J^* = \min_{в_i \in B} J. \qquad (7.1)$$

Здесь J - комплексный критерий, представляющий совокупность частных критериев, определяющих эффективность системы самолет - летчик E и загрузку летчика λ.

Методически задача может быть решена как путем математического моделирования, так и в результате экспериментальных исследований.

При этом применяются различные критерии, а следовательно, и подходы к формированию требований. Основные среди них используют:

эталонные модели динамики объекта управления;

показатели частотных характеристик системы самолет - летчик;

критерии устойчивости и интегральные оценки качества системы самолет - летчик.

При определении требований к динамике элементов системы самолет - летчик предполагаются или обеспечиваются оптимальные условия выбора летчиком коэффициента усиления объекта управления и связанных с ним статических характеристик управляемости. Процедура такого выбора приводится в следующей главе.

7.2. Формирование требований с использованием эталонных моделей динамики объекта управления

Настоящий подход, как правило, пока используется при рассмотрении задачи одноконтурного компенсаторного слежения - одной из основных, решаемых летчиком при точном пилотировании. Суть подхода сводится к сопоставлению частотных характеристик объекта управления $W_c = f(a_i, j\omega)$, где b_i - варьируемые параметры, с некоторыми эталонными $W_c^э(j\omega)$. Путем минимизации рассогласования между ними можно определить наилучшие значения параметров b_i.

Для реализации настоящего подхода необходимо прежде всего определить эталонную, в определенном смысле оптимальную динамику объекта управления. Единственным признанным требованием к динамике объекта управления в задаче одноконтурного компенсаторного слежения вплоть до настоящего времени являлось соответствие его частотных характеристик характеристикам интегрирующего звена $W_c = k/p$. Действительно, в этом случае при достаточно широкополосных спектрах входного сигнала действия летчика практически оказываются весьма близкими к наипростейшим, заключающимся в простом усилении воспринимаемого летчиком сигнала. Уменьшение же ширины спектра входного сигнала, как это показано в гл.4, приводит к появлению дополнительной низкочастотной коррекции, вводимой летчиком в систему. Такое изменение характеристик его действий указывает на то, что свойства интегрирующего звена не являются для

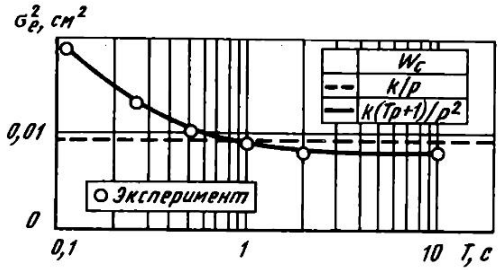


Рис.7.1. Результаты эмпирического поиска "оптимальной" модели динамики объекта управления

объекта управления оптимальными в случае малой ширины спектра входного сигнала, характерной для большинства задач точного пилотирования.

Искомая эталонная или оптимальная модель динамики объекта управления может быть найдена эмпирическим путем на основе анализа результатов экспериментальных исследований, полученных при различных комбинациях структур и параметров модели. На рис.7.1 приведен один из результатов такого поиска, осуществленного в рамках структуры передаточной функции $W_c = k(Tp + 1)/p(T_1 p + 1)$. Видно, что объект управления, имеющий передаточную функцию $W_c = k(Tp + 1)/p^2$, начиная со значений $T > 1$ (с), позволяет получить более высокую точность слежения, чем в случае когда $W_c = k/p$. Анализ получаемых при этом частотных характеристик показывает практическое отсутствие дополнительной низкочастотной коррекции, вводимой действиями летчика в систему.

Значительное многообразие возможных структур передаточной функции W_c делает задачу определения оптимальной модели динамики объекта управления весьма многотрудной, а учет известного фактора влияния уровня тренированности летчика на характеристики низкочастотной коррекции - вообще проблематичной возможность ее решения экспериментальным путем. В связи с этим рассмотрим теоретический подход к синтезу оптимальных частотных характеристик объекта управления, основанный на использовании фильтра Винера.

Формализация задачи синтеза состоит в следующем [24]. Учитывая, что признаком оптимальности частотных характеристик объекта управления является соответствие управляющих действий летчика пропорциональному типу, в терминах квазилинейной модели можно записать следующие выражения описывающей функции действий летчика и спектральной плотности их шумовой составляющей

$$W_{л}(j\omega) = K_{л}\, e^{-j\omega\tau}; \qquad (7.2)$$

$$S_{n_e n_e}(\omega) = \pi K_{n_e} [\sigma^2_e]_{opt},\ K_{n_e} = \frac{P_0}{1-\delta f}.$$

Модель (7.2) получается из соотношений (6.8) и (6.16) при условии, что летчику при выполнении пропорционального управления нет необходимости в использовании информации о скорости изменения ошибки слежения и, следовательно, постоянная времени опережения $T_L = 0$.

Модель (7.2) содержит основные ограничения, свойственные процессу формирования летчиком управляющих действий пропорционального типа. Это запаздывание и аддитивный шум (ремнанта), спектральная плотность которого пропорциональна дисперсии воспринимаемой визуально ошибки слежения, и они зависят от уровня внимания $(1-\delta f)$, уделяемого задаче.

На рис.7.2 приведена структура оптимальной компенсаторной системы самолет - летчик. В ней звено запаздывания $e^{-p\tau}$ определяет заданную часть системы, а передаточная функция объекта управления $W_c^{opt}(p)$ оптимальна в смысле минимума дисперсии ошибки слежения. При этом коэффициент усиления в модели действий летчика $K_{л}$ включен в состав $W_c^{opt}(p)$.

Таким образом, задача определения оптимальных частотных характеристик объекта управления сводится к синтезу оптимальной передаточной функции $W_c^{opt}(p)$. С этой целью воспользуемся методикой синтеза оптимальной коррекции разомкнутой системы с учетом характеристик ее заданной части W_0 [32], которая для рассматриваемой модели действий летчика представляется звеном запаздывания $e^{-p\tau} \approx (2 - p\tau)/(2 + p\tau) = W_0(p)$ и является неминимально фазовой.

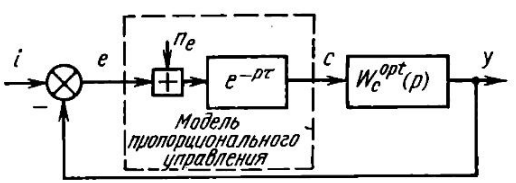


Рис.7.2. Структура оптимальной компенсаторной системы самолет - летчик

В этом случае, для обеспечения грубости системы самолет - летчик передаточная функция замкнутой системы $\Phi^{opt}(p)$ должна содержать в своем составе $W_0(p)$. С учетом этого в работе [32] получено следующее соотношение для $\Phi^{opt}(p)$:

$$\Phi^{opt}(p) = W_0(p)\,\frac{M(p)}{A^{+}(p)\,D^{+}(p)}, \qquad (7.3)$$

где $M(p)$ - решение полиномиального уравнения [8] вида

$$P^{-}(p)M(p)A^{-}(p)D^{-}(p) + B^{+}(p)D^{+}(p)L(p) = C(p)B(p)\hat{P}^{-}(p). \qquad (7.4)$$

Входящие в (7.3) и (7.4) полиномы, за исключением неизвестных полиномов $M(p)$ и $L(p)$, являются результатом факторизации выражений спектральных плотностей входного воздействия и шумовой составляющей, а также заданной части системы. Факторизованные соотношения имеют следующий вид:

для спектральной плотности входного воздействия $i(t)$

$$S_{ii}(p) = \frac{C(p)}{D(p)} = \frac{C^{+}(p)\,C^{-}(p)}{D^{+}(p)\,D^{-}(p)}; \qquad (7.5)$$

для спектральной плотности суммы входного воздействия и шумовой составляющей $n_e(t)$, с учетом их некоррелированности

$$S(p) = S_{ii}(p) + S_{n_e n_e}(p) = \frac{A(p)}{B(p)} = \frac{A^{+}(p)\,A^{-}(p)}{B^{+}(p)\,B^{-}(p)}; \qquad (7.6)$$

для заданной части системы

$$W_0(p) = \frac{2 - p\tau}{2 + p\tau} = \frac{P^{-}(p)}{\hat{P}^{-}(p)}. \qquad (7.7)$$

Полиномы со знаком (+) и полином $\hat{P}^{-}(p)$ имеют корни в левой полуплоскости комплексного аргумента, а полиномы со знаком (-) - в правой полуплоскости.

Заметим, что для рассматриваемой модели $S_{n_e n_e}(\omega)$ (7.2) получается равенство $B(p) = D(p)$. Это позволяет упростить уравнение

(7.4) подстановкой $M(p) = D^{+}(p)M_0(p)$ и $L(p) = D^{-}(p)L_0(p)$. Тогда (7.3) и (7.4) преобразуются к виду

$$\Phi^{opt}(p) = \frac{P^{-}(p)\ M_0(p)}{\hat{P}^{-}(p)\ A^{+}(p)}; \qquad (7.8)$$

$$P^{-}(p)M_0(p)A^{-}(p) + B^{+}(p)L_0(p) = C(p)\hat{P}^{-}(p). \qquad (7.9)$$

Используя соотношение (7.8) для $\Phi^{opt}(p)$, можно получить следующее выражение оптимальной передаточной функции объекта управления:

$$W_c^{opt}(p) = \frac{M_0(p)\ \hat{P}^{-}(p)}{A^{+}(p)\hat{P}^{-}(p) - M_0(p)P^{-}(p)}. \qquad (7.10)$$

Или с учетом (7.9) и соотношения $S_{n_e n_e}(p) = N^2$

$$W_c^{opt}(p) = \frac{A^{-}(p)M_0(p)\hat{P}^{-}(p)}{D^{+}(p)\ [N^2D^{-}(p)\ \hat{P}^{-}(p) + L_0(p)]}. \qquad (7.11)$$

Анализ (7.11) показывает, что в рассматриваемом случае число полюсов $W_c^{opt}(p)$ не ограничивается полюсами только фильтра, задающего спектр входного воздействия, как это имеет место при традиционном синтезе оптимальной коррекции в системе слежения [5].

Для рассматриваемого здесь случая модель спектральной плотности шумовой составляющей в действиях летчика преобразуется к виду

$$S_{n_e n_e}(\omega) = N^2 = \frac{[\sigma^2_{e_j}]_{opt}}{\frac{1}{K_{n_e}} - \int_0^{\infty} |\Phi^{opt}|^2 d\omega}. \qquad (7.12)$$

Выражение (7.12) получается на основании соотношений, приведенных в подразд.6.1.2. В нем $[\sigma^2_{e_i}]_{opt}$ – значение дисперсии составляющей ошибки слежения, коррелированной с входным воздействием i(t), а Φ^{opt} определяется соотношением (7.8).

В качестве примера приведем вывод выражения $W_c^{opt}(p)$ для случая, когда $S_{ii} = K_i^2 /(\omega_i^2 + \omega^2)$. В результате факторизации соответствующих полиномов получим

для $S_{ii}(p)$: $C^+ = K_i$, $C^- = K_i$, $D^+ = \omega_i + p$, $D^- = \omega_i - p$;

для $S(p)$: $A^+ = N(в + p)$, $A^- = N(в - p)$.

Полиномиальное уравнение (7.9) принимает вид

$$(2 - p\tau)M_0(p)N(в - p) + (\omega_i + p)L_0(p) = K_i^2(2 + p\tau). \qquad (7.13)$$

Общее выражение минимального решения этого уравнения [8] будет $M_0(p) = a_0$, $L_0(p) = в_0 + c_0 p$. Коэффициенты a_0, $в_0$, c_0 определяются из решения линейной алгебраической системы, получаемой приравниванием коэффициентов при одинаковых степенях p в уравнении (7.13). В результате соответствующих преобразований получаются следующие соотношения:

$$\Phi^{opt}(p) = \frac{2 - \omega_i\tau}{2 + \omega_i\tau}\,\frac{2 - p\tau}{2 + p\tau}\,\frac{в - \omega_i}{в + p}. \qquad (7.14)$$

Здесь параметр в определяется из соотношения

$$в^2 = \frac{1}{\bar{N}^2} + \omega_i^2, \qquad (7.15)$$

где $\bar{N}^2 = N^2 / K_i^2$ и

$$\bar{N}^2 = \frac{\int_0^\infty |1 - \Phi^{opt}|^2 \bar{S}_{ii} d\omega}{\frac{1}{K_{n_e}} - \int_0^\infty |\Phi^{opt}|^2 d\omega}, \qquad (7.16)$$

где $\bar{S}_{ii} = S_{ii} / K_i^2$.

Подстановка (7.14) в (7.16) и вычисление в нем интегралов позволяет получить уравнение относительно $\bar{N}^2$ или, с учетом (7.15), уравнение для определения $(в - \omega_i)$ следующего вида:

$$(в - \omega_i)^2 + \frac{(2 + \omega_i \tau)^2}{4\tau} (в - \omega_i) - \frac{(2 + \omega_i \tau)^2}{4\tau \pi K_{n_e}} = 0.$$

Его решение

$$в - \omega_i = \frac{2 + \omega_i \tau}{8\tau} \left[-(2 + \omega_i \tau) + \sqrt{(2 + \omega_i \tau)^2 + \frac{16\tau}{\pi K_{n_e}}} \right]$$

позволяет с помощью соотношения (7.14) получить следующую оптимальную передаточную функцию объекта управления:

$$W_c^{opt}(p) = K_\tau \frac{1 + \frac{\tau}{2} p}{(1 + \frac{1}{\omega_i} p)(1 + \frac{1}{\omega_\tau} p)}; \qquad (7.17)$$

$$\omega_\tau = \omega_i \left\{ \frac{2 - \omega_i \tau}{2\omega_i \tau} + \sqrt{\left[\frac{2 - \omega_i \tau}{2\omega_i \tau} \right]^2 + \frac{2}{\omega_i \tau} \left[1 + \frac{2}{\pi K_{n_e} \omega_i} \right]} \right\}; \qquad (7.18)$$

$$K_\tau = \frac{(2 - \omega_i \tau) \left[(2 - \omega_i \tau) + \omega_i \tau \left(1 + \frac{2}{\pi K_{n_e} \omega_i} \right) - \tau \omega_\tau \right]}{2(\omega_i \tau)^2 \left(1 + \frac{2}{\pi K_{n_e} \omega_i} \right)}. \qquad (7.19)$$

Анализ выражений (7.18) и (7.19) показывает, что параметры $W_c^{opt}(p)$ не зависят от соотношения мощностей шумовой составляющей и входного воздействия. Это означает, что характеристики $W_c^{opt}(p)$ инвариантны к изменению дисперсии входного воздействия. Этим результаты настоящего синтеза отличаются от получаемых в традиционном подходе. Отмеченная особенность является следствием пропорциональности вводимого летчиком шума дисперсии воспринимаемой им ошибки слежения.

Для низкочастотных спектров входного воздействия, которые наиболее распространены в практических приложениях, произведение $\omega_i\tau \ll 2$. Тогда, учитывая дополнительно малость значения K_{n_e} ($\approx 0{,}01$), можно получить следующие приближенные соотношения, которые дают 10% погрешность в определении параметров $W_c^{opt}(p)$:

$$\omega_\tau = \frac{2}{\tau}\sqrt{\frac{\tau}{\pi K_{n_e}}}\,,\quad K_\tau = \frac{1 + \frac{\tau}{\pi K_{n_e}} - \sqrt{\frac{\tau}{\pi K_{n_e}}}}{\omega_i\tau\,\frac{\tau}{\pi K_{n_e}}}\,.$$

На рис.7.3 приведены оптимальные частотные характеристики объекта управления, соответствующие $W_c^{opt}(p)$ (см.(7.17)). Их анализ, в частности, показывает, что диапазон частот, в котором АЧХ $|W_c^{opt}|$ (равные в данном случае АЧХ $|W_{лс}|$) имеет наклон -20 дБ/дек, определяется расположением полюсов ω_i и $2/\tau$. Очевидно также, что этот наклон в районе низких частот $\omega<(\omega_c - \omega_1)$ определяется формой спектра входного воздействия.

С целью анализа оптимальных частотных характеристик самолета для модели спектральной плотности входного воздействия вида

$$S_{ii}(\omega) = \frac{K_i^2}{(\omega^2 + \omega_i^2)^m} \qquad (7.20)$$

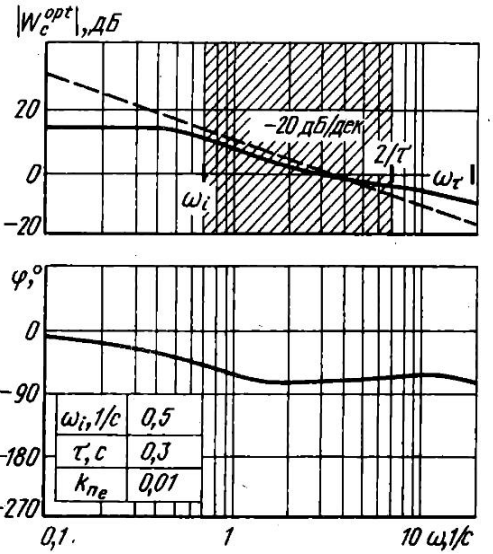


Рис.7.3. Оптимальные частотные характеристики объекта управления при компенсаторном слежении

и значений $m = 2, 3$ согласно изложенному ранее алгоритму были рассчитаны оптимальные частотные характеристики объекта управления. При этом варьировались параметры спектра входного воздействия ω_i и m, а также параметры основных ограничений действий летчика - запаздывания τ и коэффициента пропорциональности $K_{пе}$ спектра шумовой составляющей.

Анализ оптимальных частотных характеристик показал [24], что в диапазоне частот (0,1-10 (1/с)), в котором исследуются свойства управляющих действий летчика, они весьма чувствительны к изменению перечисленных выше параметров. Особо следует отметить, что

при уменьшении ширины спектра входного воздействия ω_{ie} существенно (по сравнению с $W_c = k/p$) трансформируются оптимальные частотные характеристики в области средних и низких частот ($\omega < 2$ (1/с)). При этом происходит значительное увеличение значений АЧХ $|W_c^{opt}(j\omega)|$ (рис.7.4). Сравнение с характеристиками интегрирующего звена k/p показывает, что их можно считать близкими к оптимальным только для высокочастотного спектра входного воздействия (в рассматриваемых примерах это приближенно выполняется при $\omega_i = 1$ (1/с), $m = 2$);

с увеличением запаздывания τ или коэффициента $K_{пе}$ или при одновременном выполнении этих условий указанная ранее особенность в

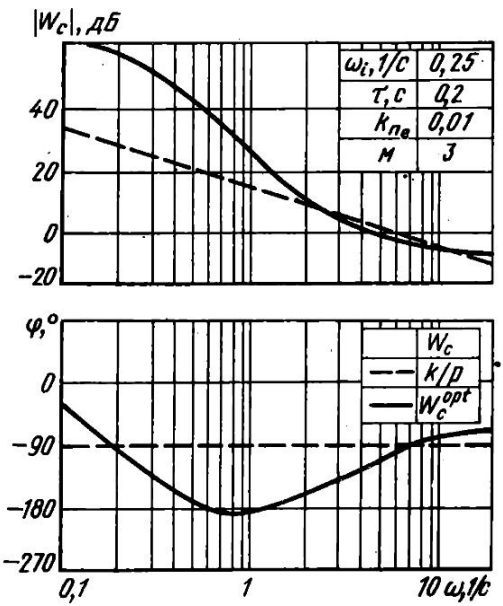


Рис.7.4. Сравнение оптимальных частотных характеристик объекта управления с характеристиками интегрирующего звена в случае низкочастотного входного воздействия

характеристиках $W_c^{opt}(p)$ становится менее выраженной. При высокочастотном спектре входного воздействия это приводит к сближению характеристик $W_c^{opt}(p)$ и k/p.

Для сравниваемых вариантов $W_c(p)$ проведенное методом математического моделирования исследование уменьшения дисперсии ошибки слежения показывает (рис.7.5), что преимущество варианта с $W_c^{opt}(p)$ получается особенно значительным при низкочастотном спектре входного воздействия. Оно уменьшается с ростом ширины спектра, когда основной вклад в дисперсию σ_e^2 получается от составляющих сигнала ошибки слежения с частотами, расположенными в районе частоты среза ω_c разомкнутой системы. Именно здесь и происходит сближение рассматриваемых частотных характеристик $W_c(j\omega)$. Увеличение запаздывания τ и коэффициента $K_{пе}$ также приводит к снижению преимущества от реализации оптимальных частотных характеристик. Это

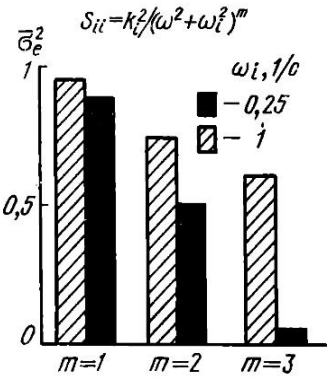


Рис.7.5. Эффективность использования объекта управления с оптимальными динамическими характеристиками в зависимости от ширины спектра входного воздействия

означает, что существенного улучшения точности слежения следует ожидать от высокотренированного летчика, характеристикам управляющих действий которого соответствуют параметры $\tau = 0{,}2$ (с) и $K_{n_e} = 0{,}01$.

Проверка положений, составляющих основу изложенного теоретического подхода к синтезу оптимальных характеристик самолета, осуществлялась путем моделирования системы самолет - летчик на пилотажном стенде. На рис.7.6 представлены частотные характеристики действий летчика, полученные в эксперименте для сравниваемых вариантов $W_c(p)$. Их анализ показывает, что в случае реализации оптимальных частотных характеристик самолета летчик в области средних и низких частот $(0{,}3 < \omega < 2{,}5$ (1/с)) применяет управление, близкое к пропорциональному, и вносит существенную коррекцию, когда $W_c = k/p$. Анализ интегральных показателей качества слежения по-

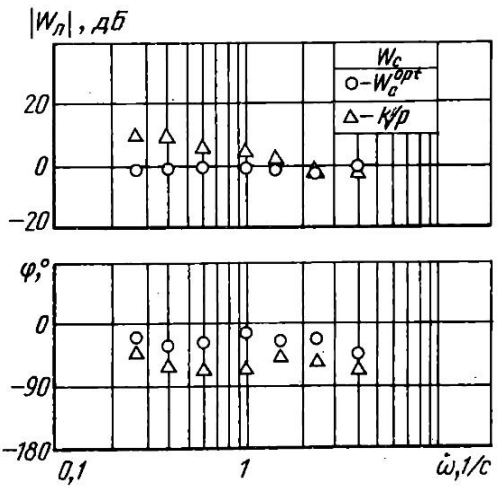


Рис.7.6. Сравнение АФЧХ действий летчика для двух передаточных функций объекта управления

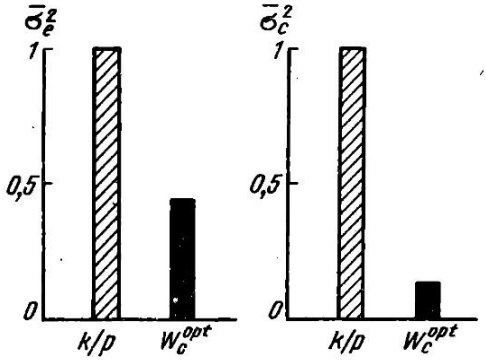


Рис.7.7. Сравнение интегральных показателей для двух передаточных функций объекта управления

казывает (рис.7.7), что предоставляемая летчику возможность использовать пропорциональное управление позволяет ему значительно повысить точность слежения при существенном снижении дисперсии расходов рычага управления σ_c^2 (т.е. его физической загрузки). Следует также отметить, что достигнутое улучшение объективных показателей сопровождается и более высокой субъективной оценкой летчиком характеристик объекта управления с оптимальной передаточной функцией. Все это подтверждает возможность синтеза оптимальных характеристик объекта управления теоретическим путем на основе принципа передачи функций коррекции характеристик системы самолет - летчик системе улучшения управляемости при условии, что на долю летчика остается лишь выполнение простейшего пропорционального управления. Получаемая при этом оптимальная передаточная функция объекта управления отличается от $W_c = k/p$ и определяется условиями задачи слежения (характеристиками спектра входного воздействия) и ограничениями действий летчика.

Несмотря на то, что характеристики W_c^{opt} в практическом приложении следует рассматривать как предельные, на их основе возможно решение задачи определения параметров системы самолет - СУУ заданной структуры. Такой подход схематически представлен на рис.7.8. Спектр входного воздействия на систему самолет - летчик и параметры основных ограничений действий летчика при компенсаторном слежении - запаздывание и шум наблюдения - определяют теоретические оптимальные частотные характеристики $\{A, \varphi\}_{opt}$. С другой стороны, в

рамках заданной структуры системы самолет - СУУ определяются располагаемые частотные характеристики $\{A = f(b_i),\ \varphi = g(b_i)\}$ как функции параметров системы b_i. Путем минимизации рассогласования между указанными характеристиками можно определить наилучшие значения варьируемых параметров b_i^*. В качестве критерия близости характеристик можно, например, использовать следующий функционал

$$J = \sum_{k=1}^{M} \alpha_k (A^{opt} - A)_k^2 + \beta_k (\varphi^{opt} - \varphi)_k^2 , \qquad (7.21)$$

где A^{opt}, A - значения АЧХ в децибелах; φ^{opt}, φ - значения ФЧХ в градусах; α_k, β_k - весовые коэффициенты; M - количество частот сравнения.

Пример. Рассмотрим задачу - управление углом визирования. При этом в качестве варьируемых будем рассматривать параметры короткопериодического движения самолета ω_k, ξ_k. Оптимальные частотные ха-



Рис.7.8. Выбор параметров объекта управления заданной структуры на основе сравнения его частотных характеристик с оптимальными

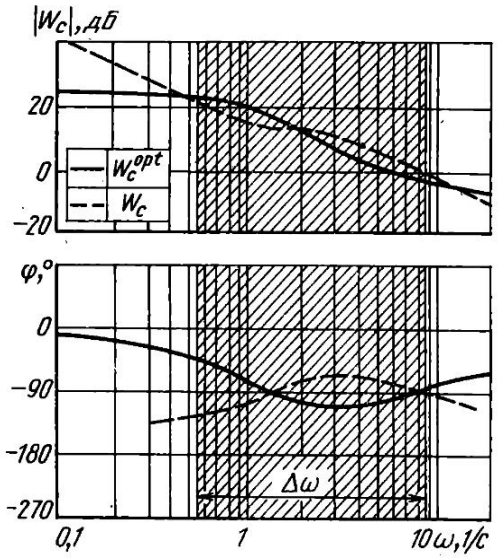


Рис.7.9. Сравнение частотных характеристик объекта управления заданной структуры с оптимальными

рактеристики (рис.7.9) определяются среднестатистическими значениями запаздывания $\tau = 0{,}2$ (с) и коэффициента $K_{n_e} = 0{,}01$, а также значениями параметров $m = 3$, $\omega_i = 1{,}5$ (1/с) модели спектра входного сигнала, принятой в виде (7.20). Ограниченность структуры системы самолет - СУУ приводит к тому, что приближение располагаемых частотных характеристик к оптимальным возможно лишь в некотором ограниченном диапазоне частот $\Delta\omega$. Поэтому критерий (7.21) вычисляется именно в этом диапазоне для равноотстоящих частот сравнения. Результаты вычислений приведены на рис.7.10 в виде линий уровней критерия J. Их расположение указывает направление, по которому будет происходить улучшение точности пилотирования при одновременном упрощении действий летчика.

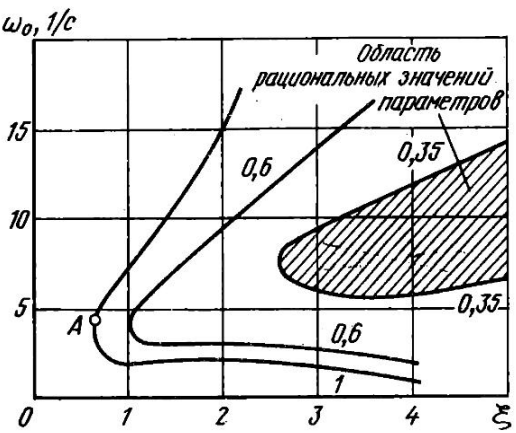
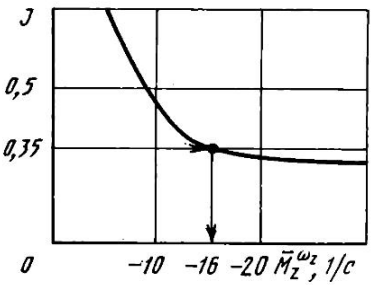


Рис.7.10. Определение параметров короткопериодического движения самолета

Рис.7.11. Определение параметра формы движения самолета a = const



Главным преимуществом рассмотренного подхода является то, что учет условий наибольшей разгрузки летчика осуществляется непосредственно в процессе синтеза оптимальных характеристик объекта управления.

Знание оптимальных характеристик объекта управления позволяет также решить задачу выбора среди альтернативных варианта структуры системы самолет - СУУ. Лучшим будет тот, который, обеспечивая требуемую близость частотных характеристик системы к оптимальным, предъявляет меньшие требования к значениям варьируемых параметров, что означает возможность более простой его реализации. Покажем это, сравнивая варианты управления ведомым самолетом при синхронном маневрировании. Альтернативой обычному управлению является применение непосредственного управления подъемной силой (НУПС), реализующего форму движения самолета с постоянным углом атаки [9]. Обеспечивая в смысле критерия (7.21) одинаковую близость частотных характеристик для обоих вариантов управления самолетом, путем варьирования коэффициента демпфирования $\bar{M}_z^{\omega_z}$ (рис.7.11) получаем, что потребное значение его для варианта с НУПС более чем в 2 раза меньше, чем при обычном управлении самолетом.

7.3. Формирование требований по показателям частотных характеристик системы самолет - летчик

Из результатов, приведенных в гл.4 следует, что упрощение действий летчика, выражающееся в приближении АЧХ их описывающей функции к характеристикам усилительного звена, а также улучшение показателей качества разомкнутой или замкнутой системы (увеличение частоты среза, запасов по фазе и амплитуде разомкнутой системы, снижении резонансного пика АЧХ замкнутой системы и т.д.) приводят к повышению качества выполнения задачи точного пилотирования и улучшению субъективных оценок летчика. Эти закономерности позво-

ляют обосновать использование перечисленных показателей при решении задачи выбора параметров объекта управления, а также других элементов системы самолет - летчик. Выбор осуществляется путем сопоставления получаемых из экспериментов или расчетов показателей частотных характеристик действий летчика или разомкнутой (замкнутой) системы самолет - летчик с их эталонными значениями или допустимыми для них областями изменений.

Настоящий подход должен сопровождаться анализом причин несоответствия сравниваемых характеристик. Он используется при решении задач одноконтурного, многоконтурного и многомодального слежения. В последних двух случаях под описывающей функцией действий летчика $W_л(j\omega)$ понимают, как правило, эквивалентную, полученную в условиях восприятия летчиком дополнительной к визуальной информации. Рассмотрим прежде всего несколько примеров использования рассматриваемого подхода при выборе параметров элементов системы самолет - летчик в экспериментальных исследованиях ее характеристик.

Выбор средств подавления колебаний, индуцируемых летчиком. В гл.4 отмечалось, что управление высокоавтоматизированным самолетом, имеющем характерное эквивалентное запаздывание порядка 0,3 (с), сопровождается значительными резонансными явлениями. Высокая вероятность возникновения "раскачки" самолета в этом случае требует разработки средств, которые позволили бы успешно бороться с ней. Правильное решение здесь может быть достигнуто лишь при понимании причин возникновения этого явления, на что и направлено исследование характеристик системы самолет - летчик.

В гл.4 показано, что возникновение больших резонансных пиков в АЧХ замкнутой системы вызвано снижением запасов по амплитуде разомкнутой системы, происходящее из-за чрезмерного опережения, вводимого действиями летчика ($d|W_л|/d\lg\omega > 40$ дБ). Такое опережение не может производиться летчиком в процессе обработки лишь одной визуальной информации. Анализ, проведенный с использованием модели Хесса (рис.6.5), показывает, что наиболее вероятной причиной возникновения такого опережения является активное восприятие летчиком кинестетической информации и образование им по этому каналу дополнительного контура обратной связи. Действительно, в этом случае эквивалентная описывающая функция действий летчика, характеристики которой только и могут быть непосредственно измерены в эксперименте, имеет вид

$$W_{л}^{э} = \frac{X_{в}(j\omega)}{E(j\omega)} = W_{л}^{вкз} \frac{W_{нм}}{1 + W_{кин} W_{мв} W_{нм}}.$$

Здесь в области средних частот $W_{нм} = 1$, а $W_{мв}$ определяется выражением, приведенным на с.159. Так как показатель **k** модели коррекции кинестетической информации (6.1) увеличивается по мере роста инерционности объекта управления, то, действительно, образование летчиком внутреннего контура должно привести к увеличению дополнительного опережения. Образование указанного дополнительного контура происходит при естественном стремлении летчика повысить качество выполнения целевой задачи пилотирования. В связи с этим возможным вариантом защиты от возникновения явления "раскачки" является создание таких средств информационного воздействия на летчика, при которых с одной стороны разрушался бы рефлекторный стереотип использования кинестетической обратной связи, приводящий к появлению "раскачки" самолета, а с другой - пользуясь дополнительно передаваемой ему информацией летчик изменил бы характер своих действий и осуществлял бы процесс точного пилотирования с высоким качеством и не возбуждал бы в системе колебаний. Такие изменения характеристик действий летчика должны произойти в диапазоне частот возникновения явления PIO: $\omega = 2{,}5 - 3{,}5$ (1/с). В качестве дополнительного информационного воздействия, авторами совместно с научным сотрудником Кошеленко А.В., было предложено ввести информационную динамическую догрузку рычага. Она может быть реализована по разному. Одна из схем создания догрузки приведена на рис.7.12. В этом случае градиент

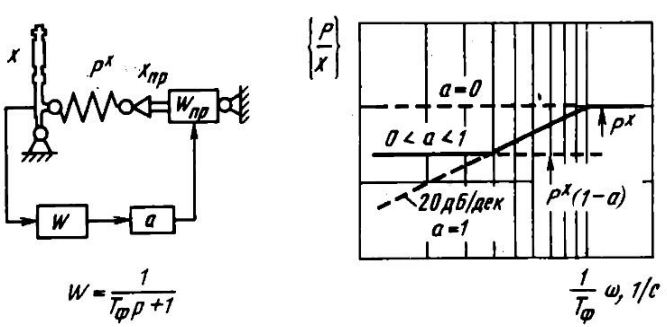


Рис.7.12. Схема и характеристики динамической догрузки рычага управления

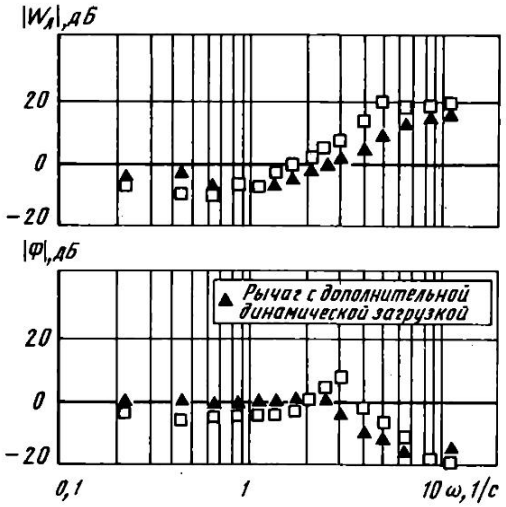


Рис.7.13. Влияние динамической догрузки рычага управления на АЧХ действий летчика и замкнутой системы самолет - летчик

усилий на рычаге управления складывается из двух составляющих: основного P^x и дополнительного P^δ, который зависит от частоты. При энергичном управлении в диапазоне частот **2.5 - 3.5 (1/с)** происходит увеличение загрузки. На рис.**7.13** приведены результаты экспериментальных исследований, из которых видно, что использование активной загрузки рычага управления приводит к "сглаживанию" АЧХ действий летчика и практическому исчезновению резонансного пика в АЧХ замкнутой системы. Кроме того, в этом случае происходит увеличение точности выполнения задачи пилотирования и улучшается субъективная оценка летчика.

Все эти результаты позволяют сделать вывод о том, что рассмотренный способ действительно позволяет летчику отказаться от внутреннего контура, действующего от кинестетического канала и образовать дополнительный информационный контур по усилиям.

Формирование требований к фильтру возврата механизма подвижности. В гл.4 проведен анализ влияния вращения кабины пилотажного стенда относительно оси X на процесс управления при отслеживании летчиком командного сигнала **i(t)** и стабилизации положения при воздействии возмущений **d(t)**. Здесь было показано, что выполнение задачи отслеживания сигнала **i(t)** без бокового смещения кабины приводит к реакции летчика на наклон кабины, и как следствие, к возникновению в низкочастотной области отсутствующего в условиях реального полета фазового опережения в эквивалентной описывающей

функции действий летчика $W^{i}_{л_э}$. Для стендов с ограниченным числом степеней свободы можно предложить способ устранения указанного опережения путем фильтрации в низкочастотной области сигнала управления отклонением кабины. Обоснованием этого способа является то, что при выполнении задачи стабилизации акцелерационная информация в области низких частот практически не оказывает влияния на характеристики $W^{i}_{л_э}$, и, вероятно, на процесс ее ощущения. Одним из способов указанной фильтрации является использование линейного фильтра возврата вида $W_в = T_ф p/(T_ф p + 1)$, включенного в цепь сигнала, поступающего на механизм подвижности. Параметр $T_ф$ должен быть выбран таким образом, чтобы в области низких частот частотная характеристика $W^{i}_{л_э}$ не имела бы фазового опережения, а в остальных частотных областях искажения были бы незначительными по сравнению со случаем отсутствия фильтра. Кроме того, недопустимы такие значения параметра $T_ф$, которые могут привести к искажению частотной характеристики эквивалентной описывающей функции действий летчика $W^{d}_{л_э}$, определяющей свойства системы самолет - летчик в задаче стабилизации положения при воздействии возмущения $d(t)$.

Анализ результатов экспериментальных исследований, проведенных при различных значениях T (рис.7.14) показывает, что желаемый результат достигается при постоянной времени $T_ф$ примерно равной 2 (с). Уменьшение значения этого параметра приводит к искажению измеряемых частотных характеристик из-за значительного снижения мощности сигнала, воспринимаемого вестибулярной системой летчика. Необходимо отметить, что при $T_ф = 1 - 2$ (с) практически не наблюдаются изменения дисперсий точности и отклонений рычага управления по сравнению со случаем отсутствия фильтра $W_в$ в обеих рассмотренных задачах.

В рамках настоящего подхода приближенный выбор параметров систем управления и характеристик управляемости самолетов может быть сделан и аналитически на основе инженерных методик. Наибольшее распространение среди них получила методика Нила-Смита [75], кото-

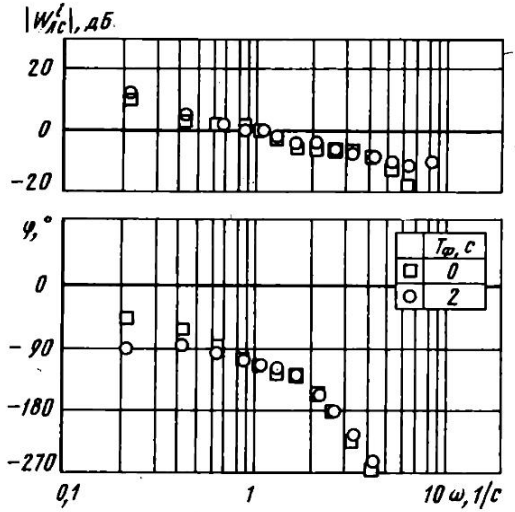


Рис.7.14. Влияние постоянной времени фильтра возврата кабины пилотажного стенда на АФЧХ системы самолет - летчик

рая позволяет определить требования к динамическим характеристикам самолета в задаче отслеживания угла тангажа. Методика состоит из ряда следующих положений.

1. Действия летчика определяются простейшей моделью описывающей функции

$$W_л = K_л e^{-j\omega\tau} \frac{T_L j\omega + 1}{T_I j\omega + 1} .$$

Значение параметра τ принимается неизменным и равным 0,3 (с).

2. Параметры $K_л$, T_L, T_I выбираются из условий:

обеспечения заданной ширины полосы частот пропускания замкнутой системы ω_{BW}. Ее значение определяется равенством ФЧХ замкнутой системы самолет - летчик - 90°. В работе [75] ω_{BW} принято равным 3,5 (1/с);

недопустимости "провала" АЧХ замкнутой системы на величину более - 3 дБ;

такого их сочетания, при котором величина резонансного пика r АЧХ замкнутой системы имела бы минимальную величину.

3. Управляемость самолета после настройки параметров модели действий летчика оценивается значением резонансного пика r и вели-

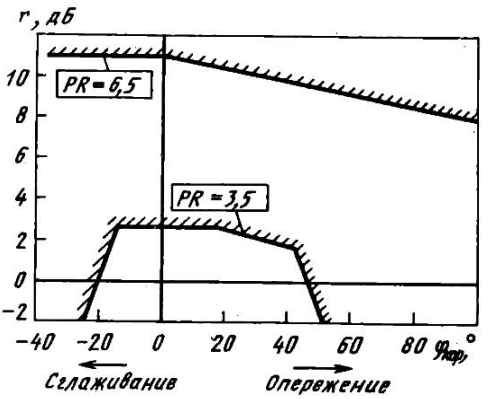


Рис.7.15. Области пилотажных оценок, определенные по методике Нила-Смита

чиной ФЧХ $\varphi_{кор}$ звена коррекции $(T_L(j\omega)+1)/(T_I(j\omega)+1)$, определяемой на частоте $\omega = \omega_{BW}$.

На рис.7.15, в плоскости параметров $\varphi_{кор}$ и r, приведены области пилотажных оценок, соответствующие уровням 1 и 2 (соответственно PR < 3,5 и PR < 6,5 по шкале Купера-Харпера). Значения оценок летчика PR определялись в экспериментах [75] на основе сопоставления комментариев летчиков со шкалой пилотажных оценок Купера-Харпера.

Рассмотренные выше положения и составляют сущность подхода Нила-Смита к анализу пилотажных свойств самолета с использованием модели описывающей функции действий летчика. Выбор параметров $K_л$, T_L, T_I, отвечающих приведенным выше условиям осуществляется следующим образом. На диаграмме Никольса, устанавливающей взаимосвязь АФЧХ замкнутой и разомкнутой систем, строятся характеристики модели разомкнутой системы самолет - летчик для случая $T_L = T_I = 0$. Затем полученная линия сдвигается вверх или вниз без искажения ее формы (т.е. за счет изменения только коэффициента усиления $K_л$) так, чтобы она вышла на одну из границ, обозначенных на рис.7.16 штриховыми линиями. Одна из них представляет собой линию, на которой ФЧХ замкнутой системы равна - 90°, а вторая - линию, где величина провала АЧХ замкнутой системы равна заданному значению (-3 дБ). После такого сдвига АФЧХ разомкнутой системы может иметь вид, соответствующий одной из трех кривых A, B, C, приведенных на рис.7.16. Здесь выделенные точки соответствуют значению частоты $\omega = \omega_{BW}$.

Для кривой A, как видно из рис.7.16, частота ω_{BW} и провал АЧХ замкнутой системы одновременно равны заданным ограничениям. В этом

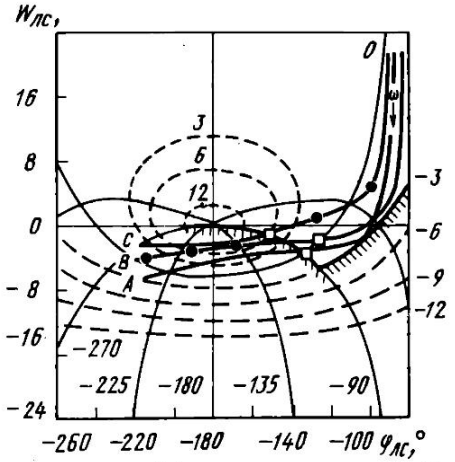


Рис.7.16. Выбор параметров модели действий летчика по методике Нила-Смита

случае, как показано в работе [75] никакая дальнейшая настройка параметров $K_л$, T_L и T_I не уменьшит величину резонансного пика r без увеличения допустимого провала или уменьшения полосы пропускания. В связи с этим значение коэффициента усиления $K_л$, соответствующее приведенной АФЧХ разомкнутой системы и величины $T_L = T_I = 0$ являются искомыми значениями параметров модели действий летчика.

В остальных двух возможных ситуациях срабатывает ограничение либо только по полосе пропускания (кривая В), либо только по величине провала (кривая С). Кроме того, как видно из рис.7.16 в этих случаях могут достигаться значительные величины резонансного пика. В ситуации В его величина может быть уменьшена путем введения опережения ($T_L > T_I$), а в ситуации С - за счет введения сглаживания ($T_I > T_L$). Вводя таким образом отличные от нулевых значений постоянные времени опережения T_L или сглаживания T_I в модели описывающей функции действий летчика, а также изменяя значение $K_л$, в результате нескольких итераций можно, достаточно быстро, добиться расположения АФЧХ разомкнутой системы, соответствующей кривой А и определить таким образом значения параметров $K_л$, T_L, T_I.

Многие задачи проектирования связаны с выбором одного из альтернативных вариантов закона системы ручного или директорного управления, характеристик управляемости самолета. При их решении распространение получил частотный подход, развитый в работах [66,68] и рассмотренный в разделе 6. Процедура выбора параметров модели описывающей функции действий летчика здесь сводится к пост-

роению частотных характеристик разомкнутой системы для каждого альтернативного варианта. Предпочтение отдается тому варианту, для которого достижение заданных значений частоты среза и запаса по фазе обеспечивается при меньших значениях постоянной времени T_L. Наилучшим также является тот вариант, который отличается наименьшей чувствительностью характеристик замкнутой системы к изменению этой постоянной времени.

7.4. Формирование требований по интегральным оценкам качества и критериям устойчивости системы самолет - летчик

В гл.6 показано, что математическое моделирование, выполняемое с использованием обобщенных критериев путем параметрической оптимизации или на основе современной теории оптимальных систем, позволяет получить близкие к экспериментальным данным характеристики системы самолет - летчик в широком диапазоне изменения переменных задачи. Адекватность результатов является основанием для использования методов математического моделирования при решении задачи выбора параметров объекта управления $в_i \in V_в$, где $V_в$ - допустимая область их изменения. Такая задача решается, как правило, с использованием одного из следующих критериев G^*:

$$а)\ G^* = \min_{в_i \in V_в} G, \qquad (7.22)$$

где $G = \min_{f_i} \min_{a_i \in V_a} J(\sigma, \lambda, в)$.

Здесь a_i - параметры модели летчика.

В этом случае уровень внимания летчика к выполнению дополнительной задачи δf, определяющий психофизиологическую загрузку, фиксирован и лежит в диапазоне $0 < \delta f < 1$.

$$б)\ G^* = \max_{в_i \in V_в} \delta f, \qquad (7.23)$$

здесь δf - является переменной, а значение критерия по которому выбираются параметры модели летчика a_i и f_i для каждого сочетания δf и $в_i$

$$G = \min_{f_i} \min_{a_i \in V_a} J(\sigma, \lambda, \delta f, в_i)$$

ограничивается заданным уровнем G_0.

Из приведенной на рис.7.17 зависимости $G = G(\delta f)$ видно, что вариант № 1 сочетаний параметров объекта управления более предпочтителен.

При решении ряда задач выбора параметров систем управления или характеристик управляемости из ограниченного числа альтернативных вариантов наиболее просто получить ответ можно путем построения допустимых областей параметров модели действий летчика, обеспечивающих устойчивость замкнутой системы по критерию Гурвица или "σ-критерию". Предпочтение здесь должно отдаваться тому варианту, которому соответствует более широкая область параметров модели действий летчика. При этом возможно достижение более высокой точности и допустима большая вариабильность характеристик действий летчика.

Рассмотрим несколько примеров использования настоящего подхода.

а) Требования к динамическим характеристикам короткопериодического движения самолета ξ_k, ω_k в задаче отслеживания программного угла визирования.

Решение задачи может быть получено путем математического моделирования системы самолет - летчик с использованием критерия - дисперсии полной ошибки слежения σ_e^2 (6.20), модели характеристик действий летчика (6.8) или модели Хесса (рис.6.5), а также модели объекта управления, $W_c = \epsilon/x_в$, приведенной табл.1.1.

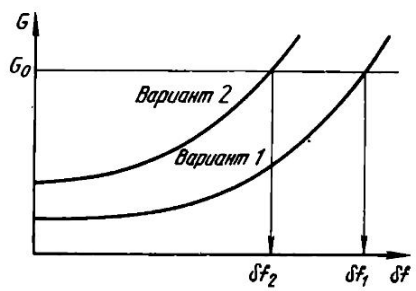


Рис.7.17. Выбор параметров объекта управления по уровню требуемого от летчика внимания

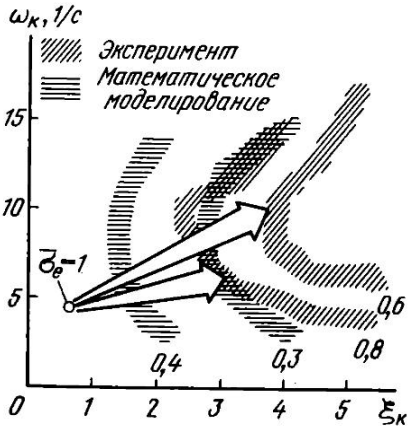


Рис.7.18. Выбор параметров короткопериодического движения самолета на основании интегрального показателя точности слежения

Вычисленные таким образом для каждого сочетания параметров ξ_k, ω_k дисперсии ошибок слежения представлены на рис.7.18 в виде линий равных уровней. Расположение этих кривых определяет направление улучшения точности выполнения задачи, и, следовательно, требования к динамическим характеристикам самолета: в задаче управления углом визирования необходимо увеличивать коэффициент относительного демпфирования ξ_k при некотором росте собственной частоты ω_k. На рис.7.18 приведены также линии равных значений ошибок $\bar{\sigma}_e^2$, полученные в экспериментальных исследованиях. Отличие в значениях дисперсий связано с тем, что при математическом моделировании использовалась упрощенная модель описывающей функции действий летчика (6.8). Применение более точной модели Хесса (рис.6.5), как показала проверка для отдельных точек ξ_k, ω_k дает и количественное совпадение результатов.

При движении в указанном направлении изменения параметров, кроме снижения дисперсии ошибки слежения происходит и уменьшение постоянной времени опережения T_L модели описывающей функции действий летчика. Его действия приближаются к простейшим, когда $W_л = K_л e^{-j\omega\tau}$.

б) Определение вектора информации используемого летчиком при выполнении задач многоконтурного слежения.

Настоящая проблема возникает при решении ряда задач. Одной из них является формирование требований к динамическим характеристикам самолета при многоконтурном слежении, когда заранее нельзя утверждать: какие фазовые координаты, передаваемые средствами при-

борной индикации или извлекаемые летчиком из визуальной обстановки, используются им в процессе пилотирования. Без решения этой задачи невозможно смоделировать характеристики, близкие к тем, которые имеют процессы в системе самолет - летчик, и получить обоснованные требования к характеристикам управляемости. Другой прикладной задачей в рамках рассматриваемой проблемы является определение вектора информации пилотажно-навигационного дисплея.

Решение любой из этих задач должно проводиться либо на основе сравнения альтернативных вариантов вектора информации по приведенным в начале настоящей главы критериям качества или устойчивости, либо путем анализа значимости характеристик каждой координаты и показателя загрузки летчика в комплексном критерии вида (6.37).

Рассмотрим прежде всего задачу определения структуры системы самолет - летчик при стабилизации продольной координаты самолета X(t) на режиме висения СВВП или вертолета. Возможными вариантами внутреннего контура, образуемого в этой задаче летчиком, являются: контур по углу тангажа ($X_2 = \vartheta$) или по углу визирования предмета, расположенного на земле $X_2 = \epsilon = \vartheta + \operatorname{arctg} H/L$ (рис.4.20).

Первый вариант широко используется в ряде работ при решении прикладных задач. Получаемая при этом структурная схема считается адекватной решаемой задаче пилотирования. Второй, альтернативный, вариант сформулирован на основе опроса ряда летчиков, имеющих опыт выполнения режима "висения". Передаточные функции, определяющие динамику самолета по фазовым координатам ϑ и ϵ, а также кинематические связи линейной координаты X(t) с этими углами даны в табл.4.2. В приведенной на рис.2.3 структурной схеме системы самолет - летчик модель действий летчика в каждом контуре принималась одинаковой

$$W_{л_{11,12}} = K_{л_{11,12}} (T_{L_{11,12}} p + 1) e^{-p\tau}.$$

Выбор наиболее вероятной структуры системы самолет - летчик в этой задаче был сделан на основе сравнения областей значений коэффициентов усиления $K_{л_{11}}$ и $K_{л_{12}}$, обеспечивающих устойчивость замкнутой системы. При этом значения постоянных времени $T_{L_{11}}$ и $T_{L_{12}}$ принимались в этих вариантах равными нулю, время задержки реакции $\tau = 0{,}3$ (с). На рис.7.19 приведены области устойчивости, пост-

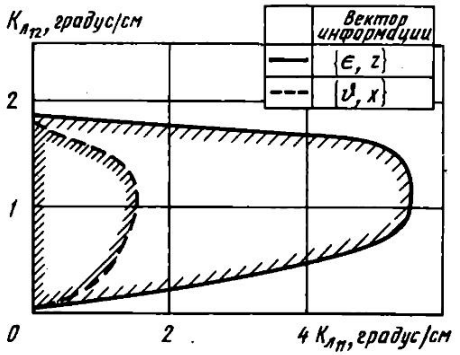


Рис.7.19. Определение вектора информации при двухконтурном слежении

роенные с использованием критерия Гурвица для рассматриваемых вариантов. Из сравнения результатов видно, что второй вариант имеет более широкую область допустимого изменения параметров, а следовательно, более предпочтителен. Этот вывод совпадает с данными экспериментальных исследований, приведенных в гл.4.

Задача определения контуров, образуемых летчиком на заключительном этапе посадки при сходе самолета с глиссады относится также к классу многоконтурных. Возможными альтернативными вариантами внутреннего контура является контур по углу тангажа ϑ или вертикальной скорости V_y, образуемого летчиком. В связи с различной размерностью ϑ и V_y корректное сравнение допустимых областей изменения параметров $K_{л_{11}}$ и $K_{л_{12}}$ может быть выполнено только в случае инструментальной посадки, когда выводимая информация может быть определена, например, в сантиметрах шкалы прибора. Именно для этого случая на рис.7.20 построены области допустимых изменений параметров $K_{л_{11}}$ и $K_{л_{12}}$ с использованием "σ-критерия". В приведенном примере рассмотрен ЛА типа "Спейс Шаттл", динамика которого по углу тангажа может быть представлена передаточной функцией $W_c = k_c e^{-0,26p}/p(p+1/0,33)$, а связь высоты полета с углом ϑ с учетом выноса кабины относительно оси вращения имеет вид $\left\{\frac{H}{\vartheta}\right\} = (49,16 + 1,035p - 2,25p^2)/p(0,72 + p)$ [36]. Из рис.7.20 видно, что область допустимых значений параметров для варианта фазовых координат $\{H,\vartheta\}$ значительно шире, а следовательно он будет более предпочтительным, по сравнению с вариантом, когда используется информация $\{H,V_y\}$. В случае визуальной посадки, когда

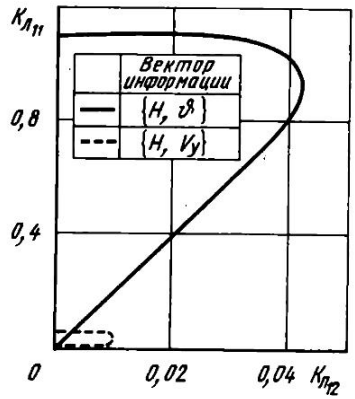


Рис.7.20. Определение фазовой координаты, используемой летчиком во внутреннем контуре двухконтурной системы самолет-летчик

размерности V_y и ϑ несопоставимы, сравнение альтернативных вариантов системы самолет - летчик может быть выполнено путем математического моделирования по одному из обобщенных критериев качества.

Результаты такого исследования показывают, что в случае визуальной посадки использование летчиком во внутреннем контуре информации об угле ϑ является наилучшим из рассматриваемых вариантов, так как такой способ пилотирования оставляет большую долю внимания дополнительной задаче при сохранении качества выполнения основной целевой задачи. Необходимо отметить, что полученный здесь результат совпадает с техникой пилотирования большинства летчиков ЛА типа "Спейс Шаттл", которая в работе [73] выявлена по результатам летных испытаний.

Выбор состава вектора информации пилотажно-навигационного дисплея может также решаться путем сравнения его альтернативных вариантов.

При использовании более сложного функционала, например (6.37), составленного из дисперсий вектора всех фазовых координат и управлений можно решать задачу определения координат, которые должны передаваться на центральную часть дисплея. Такой результат получается путем оценки доли внимания, уделяемой каждой координате f_i, и ее вклада δG в значения обобщенного показателя (например, в значение G^*). В случае, если величины f_i и δG малы и не превышают 10%, то анализируемую фазовую координату можно не передавать в центральную часть дисплея.

в) Синтез закона директорного прибора.

Директорный прибор является средством автоматизации процесса пилотирования, сводя его по сути к задачам одноконтурного слежения в каждом канале управления.

Закон управления положением директорной стрелки E в общем виде можно представить следующим образом

$$E(j\omega) = \sum_i W_{d_i}(j\omega)\, X_i(j\omega).$$

На начальном этапе создания директорных приборов фильтры $W_{d_i}(j\omega)$ подбирались методом проб и ошибок, а затем [57] был развит частотный подход к решению рассматриваемой задачи. Здесь фильтры $W_{d_i}(j\omega)$, как правило, представляют собой коэффициенты усиления, они выбираются таким образом, чтобы обеспечить частотные характеристики системы "дисплей-самолет-СУУ", близкими к характеристикам интегрирующего звена. Такой принцип хорошо согласуется с общей идеей проектирования системы самолет - летчик, направленной на создание условий максимально высвобождающей летчика от необходимости образования многоконтурной системы и осуществления сложных корректирующих действий. Поставим условие, чтобы

$$W_{d_i}(j\omega) = W_{л_i}(j\omega), \qquad (7.24)$$

где $W_{л_i}$ - описывающая функция действий летчика в i-ом контуре, получаемая в условиях отсутствия директорного прибора и образования летчиком многоконтурной системы. Передавая функцию и способ коррекции, совершаемую летчиком в каждом контуре, средствам автоматизации, можно получить, что летчику останется выполнение лишь простого усиления суммарного сигнала e(t).

Введение условия (7.24) позволяет гармонизировать движения стрелок директорного прибора и индикаторов фазовых координат. Выражение, аппроксимирующее характеристики $W_{л_i}(j\omega)$ в этом случае может быть получено как с использованием результатов экспериментальных исследований многоконтурной и многоканальной системы самолет - летчик, так и путем математического моделирования (на базе современной теории оптимальных систем или структурного подхода). В сочетании с приведенной ранее процедурой выбора вектора передаваемой на дисплей информации, рассматриваемый подход позволяет получить

достаточно простые и эффективные алгоритмы для директорного прибора. В ряде работ (например [53]) показано, что получаемые решения оказываются достаточно близкими к тем, которые дают многотрудные параметрические исследования алгоритма для директорного прибора, проводимые с использованием пилотажных стендов. Преимуществом математического моделирования при выборе алгоритма работы директорного прибора является также возможность оценить многие важные показатели и характеристики процесса пилотирования, которые получаются при установке предлагаемого директорного прибора. К ним, в частности, относятся: прогнозирование оценок летчика или его загрузка, вероятность выполнения посадки по второй категории и другие.

г) Формирование требований к передаточным числам автопилота и к допустимой инерционности исполнительного органа ЛА на режиме "висения".

Требования к пилотажным характеристикам, как указывалось в разд.3, определены в нормативных документах в терминах субъективных оценок летчика. Поэтому выбор параметров самолета и его систем проводится именно по этому показателю. При математическом моделировании с помощью метода "бумажного летчика" можно получить значение прогнозируемой оценки летчика. Метод рассмотрен в главе 6 и используется здесь при определении требований к параметрам системы управления ЛА на режиме "висения".

Выбор передаточных чисел автопилота. Одним из способов улучшения динамики объекта управления является введение обратной связи по производной той фазовой координаты, по которой осуществляется процесс слежения. В задаче стабилизации продольного положения ЛА X(t) на режиме "висения" такой фазовой координатой является продольная скорость ЛА.

Расчеты показывают, что штатный вариант автопилота тяжелого транспортного вертолета обеспечивает получение удовлетворительной оценки PR = 3, близкой к той, которая получается в эксперименте. Введение обратной связи по V_x делает динамические свойства управляемого объекта такими, что прогнозируемая оценка PR улучшается, приближаясь к единице.

Определение допустимой инерционности поворотных двигателей. Возможным способом управления СВВП на режиме "висения" является использование поворотных двигателей, обладающих определенной инерционностью в создании управляющих моментов. В связи с этим возни-

кает задача определения допустимой величины запаздывания. При аппроксимации динамики исполнительного органа апериодическим звеном $W_{п} = 1/(T_{п}p+1)$, задача сводится к определению допустимого значения постоянной времени $T_{п}$. Расчеты, выполненные по методу "бумажного летчика" показывают, что динамика исходной системы ЛА - СУ, которая при отсутствии какого-либо запаздывания ($T_{п} = 0$) получает значение прогнозируемой оценки $PR = 3$, допускает ухудшение, определяемое предельным значением $T_{п} = 0{,}3$ (с). При этом прогнозируемое значение оценки летчика оказывается на границе удовлетворительных оценок ($PR = 3{,}5$).

д) Компенсация запаздывания тракта управления.

Процесс автоматизации управления современными самолетами сопровождается не только достижением положительных эффектов, но и проявлением целого ряда отрицательных сторон. Среди них выделим дополнительное запаздывание тракта управления, определяемое принципами работы и качеством технических средств и которое приводит к существенному снижению оценки летчиком управляемости ЛА.

Скомпенсировать влияние этого фактора можно соответствующим изменением динамических характеристик ЛА (например изменением параметров ω_{k} и ξ_{k} в задаче отслеживания программного угла тангажа). Следует отметить, что такая компенсация возможна до определенной величины запаздывания, характеризуемого значением постоянной времени $\tau_{c} = \tau_{c_{max}}$ звена $e^{-p\tau_{c}}$, включением которого в состав передаточной функции объекта управления наиболее просто учитываются все запаздывания, связанные с процессом автоматизации управления.

Для определения $\tau_{c_{max}}$ воспользуемся моделью прогнозирования оценки летчика (6.39) и получим следующие оценки: PR° для исходных динамических характеристик ЛА при $\tau_{c} = 0$ (с), представляемых передаточной функцией $W_{c}(p) = \dfrac{\vartheta(p)}{x_{в}(p)}$, (см. табл.1.1) и PR°_{opt} для оп-

тимальных динамических характеристик ЛА, определенных разд.7.2 также при $\tau_c = 0$ (с). Получаемая разность $\Delta PR^\circ = PR^\circ - PR^\circ_{opt}$ есть тот резерв, который можно использовать для компенсации запаздывания тракта управления. Теперь, на основании модели прогнозирования оценки летчика (6.39), можно построить зависимость $\Delta PR^{\tau_c}_{opt} = PR^{\tau_c}_{opt} - PR^\circ_{opt} = F(\tau)$, где $PR^{\tau_c}_{opt}$ представляют собой оценки оптимальных динамических характеристик ЛА при условии варьирования τ_c. С ее помощью определяется $\tau_{c_{max}}$ исходя из равенства $\Delta PR^{\tau_{c_{max}}}_{opt} = \Delta PR^\circ$. В качестве примера задачи отслеживания программного угла тангажа, в которой: $\bar{Y}^a = 1$ (c^{-1}), $\omega_k = 2{,}5$ (c^{-1}), $\zeta_k = 1$, $\tau_л = 0{,}19$ (с) и $S_{ii} = K_i^2/(0{,}5^2 + \omega)$. При этом было получено, что $PR^\circ = 2{,}74$, $PR^\circ_{opt} = 1{,}45$ и $\tau_{c_{max}} = 0{,}15$ (с).

Глава 8

ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОПТИМИЗАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАГРУЗКИ РЫЧАГОВ И ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Содержание предыдущего раздела, как и вообще содержание большинства опубликованных работ по проблеме системы самолет - летчик, направлено на решение вопросов согласования динамических характеристик самолета с характеристиками летчика. При этом предполагалось, что значения показателей загрузки рычагов и чувствительности управления выбраны оптимальными. Однако выбор оптимальных значений этих характеристик на практике представляет значительные трудности, так как они сложным образом зависят не только друг от друга, но также от класса самолета и типа рычага управления, от задачи пилотирования и динамических характеристик самолета. Вместе с тем характеристики загрузки рычагов и чувствительности управления влияют на управляемость самолета и безопасность полета в такой же степени, как и динамические характеристики. Поэтому разработка методов оптимизации характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления самолетом также является важным аспектом проблемы системы самолет - летчик.

Методика выбора этих характеристик еще недостаточно разработана и слабо отражена в литературе. Достаточно общей теории или расчетной методики, позволяющих осуществить их выбор и объяснить с единых позиций их влияние на управляемость, в настоящее время не существует. В связи с этим характеристики загрузки рычагов и чувствительности управления выбираются экспериментальным путем с учетом практики создания близких по классу и назначению самолетов [1,7,9, 12,45]. Ранее, когда динамическая структура и рычаги управления самолетом (штурвал на неманевренных самолетах, центральная ручка на маневренных, а также педали) оставались практически неизменными, эти характеристики можно было приближенно выбрать на основе практики создания самолетов предыдущих поколений. Их необходимые

уточнения нетрудно было произвести и в летных испытаниях. В последние годы в связи с широким внедрением автоматики в контур ручного управления, появлением нетрадиционных динамических структур и новых рычагов управления (например, боковой ручки, центральной ручки и миништурвалов на неманевренных самолетах), расширением возможного диапазона характеристик устойчивости и управляемости самолетов [7,9] такой подход часто становится недостаточным. Для выбора характеристик самолета уже на самой первой стадии его проектирования, а также для сужения области исследуемых характеристик в последующих экспериментах стала совершенно необходимой разработка теоретических методов оптимизации характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления.

Допустимые максимальные усилия и перемещения традиционных рычагов управления, которые необходимо производить летчику для выполнения маневров с большими ускорениями или парирования отказов и сильных ветровых воздействий, отражены в литературе и нормативных документах, например [12,45]. Для новых рычагов управления такие допустимые величины достаточно просто оценить из физиологических возможностей летчика [29]. Более сложным и малоизученным является вопрос о характеристиках загрузки рычагов и чувствительности управления оптимальных с точки зрения управляемости в задачах стабилизации самолета, когда летчик работает в режиме непрерывного слежения и ему необходимо совершать небольшие, но точные действия рычагами управления. Решение этого вопроса обычно имеет определяющее значение при выборе характеристик загрузки рычага и чувствительности управления самолета и вызывает на практике наибольшие трудности.

Изложение теоретического подхода к определению оптимальных по условиям задач типа стабилизации характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления с учетом их зависимости от динамических характеристик самолета и является основной задачей настоящего раздела. Он является обобщением и развитием результатов работ [20,21].

8.1. Основные положения подхода

Под загрузкой рычагов управления самолетом будем понимать зависимость, которая связывает прикладываемые летчиком усилия P с перемещениями X рычага управления и его производными по времени $\dot{X}, \ddot{X}, \ldots$

$$P = P(X, \dot{X}, \ddot{X}, \ldots),$$

независимо от факторов, которые обуславливают эту связь. Подробнее эти факторы перечисляются в разд.9.3.

Статическая характеристика загрузки рычага управления самолетом обычно имеет вид, показанный на рис.8.1. Вообще говоря, загрузка рычагов управления с учетом динамических свойств тракта ручного управления описывается сложными нелинейными дифференциальными уравнениями с большим числом параметров. При определении оптимальной по условиям задач стабилизации загрузки рычага, когда отклонения рычага и прикладываемые усилия относительно нейтрального или балансировочного положения невелики, как правило, ее можно охарактеризовать градиентом загрузки по перемещению P^x, силой предварительного затяга пружины P_0, силой сухого трения $P_{тр}$ и коэффициентом демпфирования $P^{\dot{x}}$. Такая загрузка описывается соотношением вида

$$P = P^x X + P_0 \operatorname{sign} X + P_{тр} \operatorname{sign} \dot{X} + P^{\dot{x}} \dot{X}. \qquad (8.1)$$

(Соотношение для силы трения при $\dot{X} = 0$, т.е. трения покоя, в дальнейшем не используется и поэтому здесь не приводится.)

Чувствительность управления характеризует интенсивность реакции самолета на усилия, прикладываемые летчиком к рычагам управления, или на их перемещения. В качестве характеристик чувствительности управления в различных случаях в настоящее время используют различные параметры. Чувствительность управления самолетов традиционной схемы обычно характеризуют расходами перемещений $X_{в}^{п_у}$, $X_{э}^{\omega_x}$ рычагов управления и прикладываемых к ним усилий $P_{в}^{п_у}$, $P_{э}^{\omega_x}$ на единицу прира-

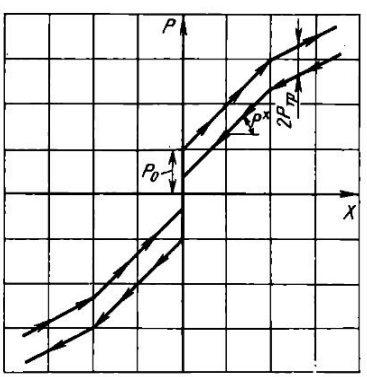


Рис.8.1. Типичная статическая характеристика загрузки рычагов управления самолетом

щения установившихся значений нормальной перегрузки n_y и угловой скорости крена ω_x соответственно в продольном и боковом каналах управления самолетом, т.е.

$$X_в^{n_y} = \lim_{t\to\infty} \frac{\Delta X_в}{\Delta n_y} \quad \text{и т.п.}$$

Для самолетов с нетрадиционными динамическими характеристиками, например, самолетов вертикального взлета и посадки, а также в исследованиях с модельными объектами управления используются и другие характеристики чувствительности управления: отношение прикладываемых к рычагам управления по ступенчатому закону усилий или их перемещений к создаваемому в первый момент времени угловому ускорению или перегрузке самолета

$$X_в^{\dot{\omega}_z} = \lim_{t\to 0} \frac{\Delta X_в}{\Delta \dot{\omega}_z} \quad \text{и т.п.;}$$

коэффициент передачи от перемещений рычага к отклонению руля управления самолетом $K_ш$; коэффициент усиления в передаточной функции самолета и другие.

В основу излагаемого далее теоретического подхода к выбору характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления положены следующие свойства летчика как управляющего звена в системе человек-машина.

1. Существенное значение для летчика при пилотировании имеют как прикладываемые усилия, так и перемещения рычагов управления. Это следует, например, из представленных на рис.8.2 экспериментальных данных, полученных на пилотажном стенде. Здесь в плоскости статических характеристик продольной управляемости $P_в^{n_y}$ и $X_в^{n_y}$ [7,12], отнесенных к величине $X_{ф\,opt}^{n_y}$ (оптимальное значение $X_в^{n_y}$, получаемое при $P_в^x = 0$), помещены пилотажные оценки самолета с различными величинами градиента загрузки центральной ручки $P_в^x =$

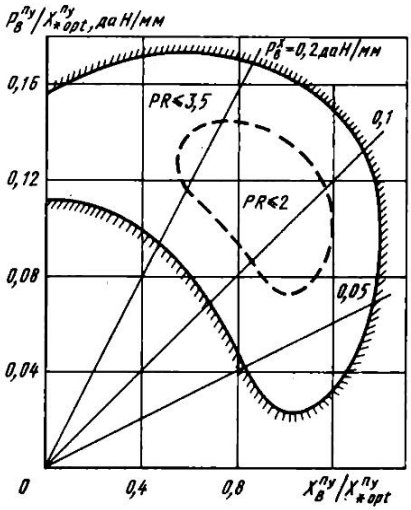


Рис.8.2. Области пилотажных оценок в плоскости параметров $P_в^{пу}/X_{*opt}^{пу}$, $X_в^{пу}/X_{*opt}^{пу}$

$= P_в^{пу}/X_в^{пу}$. Видно, что летчик может управлять как неподвижным рычагом ($P_в^{X} \to \infty$), так и рычагом, отклонение которого не требует никаких усилий ($P_в^{X} = P_о = P_{тр} = P^{X} = 0$). При этом отсутствие перемещений рычага оказывает меньшее влияние на управляемость, чем отсутствие усилий. Однако наилучшая управляемость достигается только при определенном соотношении управляющих усилий и перемещений рычага управления самолетом.

2. Существуют оптимальные (желаемые) с точки зрения летчика величины прикладываемых им усилий и перемещений рычагов управления самолетом. При таких усилиях и перемещениях создаются наиболее благоприятные условия для функционирования мышц и длительной работоспособности летчика, реализации наилучших динамических свойств сенсомоторного аппарата и восприятия летчиком кинестетической информации о своих действиях рычагами управления, обеспечения удобства и высокой точности пилотирования. Ухудшение управляемости при возрастании усилий и перемещений рычага сверх этого оптимального уровня связано с ограниченными возможностями человека по созданию больших усилий и перемещений рычагов, а при уменьшении - с трудностью дозирования управляющих усилий и перемещений, с большим влиянием на пилотирование непреднамеренных действий летчика, вибраций самолета и с другими факторами.

3. При заданных ограничениях на одни характеристики загрузки рычагов и чувствительности управления летчик выбирает другие (оптимизируемые) характеристики такими, чтобы реализуемые при пилотировании величины прикладываемых усилий и перемещений были равны или близки к желаемым. Кроме того, при любых динамических характе-

ристиках самолета летчик выбирает чувствительность управления такой, чтобы она была достаточной для выполнения рассматриваемой задачи пилотирования с величинами прикладываемых усилий и перемещений рычагов управления, близкими к желаемому уровню. Чтобы обеспечить желаемый уровень прикладываемых усилий,если нет другой возможности, летчик положительно оценивает даже, казалось бы, непосредственно не связанные с передачей управляющих воздействий характеристики загрузки рычагов управления, например, определенный уровень сухого трения. Отметим также, что при выборе летчиком характеристик загрузки рычага и чувствительности управления определяющую роль может играть поведение самолета при выполнении не всей задачи пилотирования, а отдельных характерных ее элементов, например, реакция самолета на близкое к гармоническому перемещение рычага управления.

Обобщая эти достаточно известные факты и свойства летчика, можно сформулировать следующее положение. ***В качестве оптимальных по управляемости выбираются такие значения характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления, при которых выполнение летчиком рассматриваемой задачи пилотирования или характерных ее элементов достигается при минимальном отклонении усилий и перемещений рычага управления от некоторых постоянных желаемых величин.*** Это положение является исходным принципом и самой общей формулировкой сущности излагаемого здесь подхода.

В последующем содержании этого раздела дается конкретизация сформулированного принципа оптимизации характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления (уточнение и возможная математическая формализация используемых в нем понятий) и дальнейшее обоснование его состоятельности на основе сопоставления расчетных и экспериментальных данных.

Следует отметить, что такой подход позволяет оценить оптимальные значения характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления лишь приближенно. Он не учитывает таких факторов, которые могут оказать влияние на выбор характеристик загрузки рычагов, как необходимость обеспечения приемлемых динамических свойств системы рука - рычаг управления или компенсации ошибочных действий летчика. Однако эти факторы менее значимы, чем обеспечение усилий и перемещений рычагов, близких к оптимальному уровню. Их учет ни в коей мере не умаляет значимости рассматриваемого здесь подхода. Учет этих факторов может привести лишь к уточнению результатов, получаемых с его помощью.

8.2. Критерий оптимальности характеристик загрузки рычагов управления самолетом

Уточним некоторые понятия, используемые в формулировке принципа оптимизации характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления, изложенного в разд.8.1.

Расходы прикладываемых усилий и перемещений рычагов управления будем определять лишь на тех отрезках времени $[t_i, t_{i+1}]$ $(i = 1,\ldots,N)$, на которых летчик отклоняет рычаг управления от нейтрального положения, т.е. удовлетворяющих условию

$$X\dot{X} \geqslant 0. \tag{8.2}$$

На этих отрезках времени летчик обязательно должен прикладывать усилия по преодолению сил загрузки. На остальных участках времени рычаг может приводиться в нейтральное положение и без усилий со стороны летчика, т.е. только за счет сил загрузки рычага. Это дает основание считать, что определяющее влияние на ощущаемые летчиком усилия и перемещения рычагов оказывает пилотирование на отрезках времени, удовлетворяющих условию (8.2).

Процессы стабилизации летчиком движения самолета, применительно к которым здесь рассматриваются вопросы оптимизации характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления, носят случайный характер. О том, насколько велики или малы совершаемые усилия и перемещения рычага управления самолетом, летчик судит по их некоторым средним (статистическим) характеристикам. Такими статистическими характеристиками могут служить средние по времени значения модуля, среднеквадратические значения и другие. В качестве характеристик расходов усилий $\bar{P}$ и перемещений $\bar{X}$ рычага, а также статистических характеристик других параметров управления здесь мы примем среднюю по времени величину их модуля

$$\bar{P} = \frac{1}{T}\sum_{i=1}^{N}\int_{t_i}^{t_{i+1}} |P|dt,\ \bar{X} = \frac{1}{T}\sum_{i=1}^{N}\int_{t_i}^{t_{i+1}} |X|dt \text{ и т.п.}, \tag{8.3}$$

где T - суммарная длительность рассматриваемых участков пилотирования.

В результате обжатия мышечной ткани и смещений отдельных частей тела, например, плеча или туловища, а также в результате того, что любые усилия человек создает за счет сокращения мышц, а сигналы о величине и скорости этих перемещений поступают в центральную нервную систему, у летчика даже при управлении неподвижным рычагом (в этом случае руль управления самолетом отклоняется по сигналам усилий) появляются ощущения, подобные тем, которые возникают при перемещениях рычага. Будем считать, что эти фиктивные перемещения $X_ф$ пропорциональны прикладываемым к рычагу усилиям

$$X_ф = c\,P \tag{8.4}$$

и что ощущаемые перемещения $X_о$ представляют собой сумму реальных X и фиктивных $X_ф$ перемещений рычага, т.е.

$$X_о = X + X_ф. \tag{8.5}$$

В качестве меры близости ощущаемых ($\bar{P}$, $\bar{X}_о$) и желаемых (P^*,X^*) уровней усилий и перемещений рычагов управления могут быть использованы различные функции. Но в любом случае для их использования в рассматриваемом здесь критерии необходимо, чтобы они имели минимум при $\bar{X}_о = X^*$, $\bar{P} = P^*$ и чтобы при отклонении $\bar{X}_о$, $\bar{P}$ от X^*, P^* в большую или меньшую сторону они монотонно возрастали. В данной работе степень отклонения расходов усилий и перемещений рычага от их желаемого уровня P^* и X^* мы будем определять функцией вида

$$J = (\bar{P} - P^*)^2 + K\,(\bar{X}_о - X^*)^2, \tag{8.6}$$

где K - весовой постоянный коэффициент.

Тогда в соответствии с вышеизложенным принципом оптимизации характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления, учитывая, что $\bar{P} = \bar{P}(P^X, P_о\ldots)$ и $\bar{X}_о = \bar{X}_о(P^X, P_о\ldots)$, можно сформулировать следующий Z-критерий (от первой буквы в латинской транскрипции слова "загрузка"). ***В качестве оптимальной величины той или иной характеристики загрузки рычага и чувствительности управления выбирается то ее значение, которое соответствует минимуму функции*** (8.6).

Для того чтобы с помощью Z-критерия можно было расчетным путем оценивать оптимальные характеристики загрузки рычагов и их влияние на оптимальные характеристики чувствительности управления необходимо определить вид зависимости расходов усилий $\bar{P}$ и перемещений и $\bar{X}_o$ рычагов от этих характеристик. Рассмотрим теперь этот вопрос.

Обычно приращение отклонений руля управления самолетом за счет действий летчика пропорционально перемещениям рычага управления

$$\delta = K_ш X, \qquad (8.7)$$

где $K_ш$ - коэффициент передачи, который в диапазоне отклонений рычага, необходимых для выполнения задач стабилизации, как правило, можно считать независящим от перемещений рычага, т.е. остается постоянной величиной. Значение характеристики чувствительности управления самолета по тому или иному параметру движения r к перемещению рычага управления обратно пропорционально величине $K_ш$, т.е. $X^r \sim 1/K_ш$. В связи с этим, исходя из (8.7) и (8.3), можно получить

$$\bar{X} = d\bar{\delta}\, X^r; \qquad \bar{\dot{X}} = d\bar{\dot{\delta}}\, X^r,$$

где d - некоторый постоянный параметр; $\bar{\delta}$ и $\bar{\dot{\delta}}$ - средние величины модуля отклонения руля самолета и его производной по времени на участках управления, удовлетворяющих условию (8.2).

Для рассматриваемого закона загрузки рычага (8.1) имеем

$$\bar{P} = \frac{1}{T}\sum_{i=1}^{N}\int_{t_i}^{t_{i+1}} \left[P^x X + P_o \operatorname{sign} X + P_{тр} \operatorname{sign}\dot{X} + P^{\dot{x}}\dot{X}\right]dt =$$

$$= d\left[\bar{\delta}P^x + \bar{\dot{\delta}}P^{\dot{x}}\right]X^r + P_o + P_{тр}.$$

С учетом этого выражения, а также соотношений (8.4) и (8.5), минимизируемая функция (8.6) принимает вид

$$J = \left[d\left(\bar{\delta}P^{x} + \dot{\bar{\delta}}P^{\dot{x}} \right)X^{r} + P_{o} + P_{тр} - P^{*} \right]^{2} +$$

$$+ K\left[d\bar{\delta}\, X^{r} + c\left(d\bar{\delta}X^{r} + d\dot{\bar{\delta}}P^{\dot{x}}X^{r} + P_{o} + P_{тр}\right) - X^{*} \right]^{2}. \qquad (8.8)$$

(Аналогичные выкладки можно сделать и для случая, когда руль высоты отклоняется по сигналу прикладываемых летчиком усилий.) Как показывает опыт, для различных сочетаний характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления, при которых реализуется оптимальный или близкий к нему уровень усилий и перемещений рычагов, статистические характеристики параметров движения самолета, в том числе отклонений руля высоты и его производной по времени, остаются примерно одинаковыми. Достаточно сказать, что при рассмотрении одних и тех же задач пилотирования самолетов с динамическими характеристиками, а также характеристиками загрузки рычагов и чувствительности управления, лежащими в ограниченных диапазонах изменения, достигаются примерно одинаковые характеристики пилотирования. Это дает основание считать характеристики $\bar{\delta}$, $\dot{\bar{\delta}}$, входящие в выражение (8.8), не зависящими от характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления, т.е. $\bar{\delta} = \text{const}$, $\dot{\bar{\delta}} = \text{const}$. Таким образом, все параметры, входящие в функцию (8.8), не зависят от характеристик загрузки рычагов управления (P^{x}, $P^{\dot{x}}$, P_{o}, $P_{тр}$, X^{r}) (разумеется за исключением самих этих характеристик).

Опыт и экспериментальные данные показывают также, что реализуемые $\bar{P}$, $\bar{X}$ и желаемые P^{*}, X^{*} уровни перемещений и усилий (а значит и функция J), а также оптимальные значения характеристик загрузки рычагов при оптимально выбранной чувствительности управления X^{r} в первом приближении можно считать не зависящими от динамических характеристик самолета. Отсюда следует, что не только P^{*}, X^{*}, P_{o}, $P_{тр}$, но и остальные составляющие функции (8.8) (т.е. члены, содержащие X^{r}) не должны зависеть от динамических характеристик самолета.

Перепишем выражение (8.8) в следующем виде:

$$J = \left[aP^{x}\,\bar{X}^{r} + bP^{x}\,\dot{\bar{X}}^{r} + P_{0} + P_{тр} - P^{*}\right]^{2} +$$

$$+ K\left[a\bar{X}^{r} + c\left[aP^{x}\,\bar{X}^{r} + bP^{x}\,\dot{\bar{X}}^{r} + P_{0} + P_{тр}\right] - X^{*}\right]^{2}, \qquad (8.9)$$

где $\bar{X}^{r} = X^{r} / X^{r}_{*_{opt}}$; $a = d\bar{\delta}X^{r}_{*_{opt}}$; $b = d\dot{\bar{\delta}}X^{r}_{*_{opt}}$;

$X^{r}_{*_{opt}}$ - зависимость оптимальных значений чувствительности управления от динамических характеристик самолета (например, собственной частоты ω_{k}, коэффициента демпфирования ξ_{k} и т.п.) при некотором неизменном сочетании характеристик загрузки рычагов управления. Эта зависимость будет подробнее рассмотрена в разд.8.4. Для определенности в дальнейшем при сравнении расчетных данных с экспериментальными будем считать, что $X^{r}_{*_{opt}}$ получена при $P^{x} = \dot{P}^{x} = P_{0} = P_{тр} = 0$.

Удобство записи минимизируемой функции J в форме (8.9) заключается в том, что оптимальные значения относительной величины чувствительности управления $\bar{X}^{r}$ не зависят от динамических характеристик самолета, а параметры a, b, c, K, кроме того, не зависят и от характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления. Они определяются лишь типом рычага и каналом управления, точнее физиологическими возможностями летчика по созданию усилий и перемещений с рассматриваемым рычагом управления. Их значения можно найти из условия наилучшего совпадения экспериментальных и рассчитанных согласно Z-критерию данных. В настоящее время в литературе отсутствуют достаточно полные экспериментальные данные по оптимальным значениям различных характеристик загрузки, необходимые для точного определения всех этих параметров применительно к различным рычагам управления самолетом. Тем не менее, на основании имеющихся материалов может быть сделана приближенная оценка параметров a, c, K, P^{*}, X^{*}, входящих в (8.9).

Так как $\bar{X}^r$ в силу принятого его определения при $P^x = P^x = P_o =$ $= P_{тр} = 0$ должно быть равно 1, то из Z-критерия следует, что $a = X^*$.

Представим коэффициент K в виде $K = к\left[\frac{P^*}{X^*}\right]^2$. Сравнение расчетных и имеющихся экспериментальных данных для отдельных рычагов и каналов управления показало, что для всех типов рычагов и каналов управления значения параметров с и $к$ примерно одинаковы и могут быть приняты равными $с = 1{,}5$ мм/даН, $к = 1$. Желаемые уровни прикладываемых усилий и перемещений рычага, т.е. P^* и X^* зависят от типа рычага и канала управления. Если известны значения P_i^* и X_i^* для одного рычага управления, то приближенно оценить их значения для других рычагов управления можно исходя из данных по максимальным значениям развиваемых человеком усилий и перемещений различными рычагами управления P_{max_i}, X_{max_i}. Согласно соотношениям: $P_i^*/P_{max_i} = \text{const}$, $X_i^*/X_{max_i} = \text{const}$.

Имеющиеся материалы дают основание для использования этих соотношений, т.е. показывают, что величины отношений P_i^*/P_{max_j}, X_i^*/X_{max_j} для различных рычагов управления примерно одинаковы.

Значения P_{max_i} и X_{max_i} приводятся в литературе, например [30]. Они зависят не только от того, участвует ли в управлении одна, две руки или нога, но и от расположения рычага управления относительно летчика. Например, управление с помощью штурвала производится обеими руками, а центральной ручкой - одной рукой. Двумя руками человек развивает максимальные усилия примерно в 1,5-2 раза большие, чем одной рукой, а возможный диапазон перемещений рук в обоих этих случаях примерно одинаков. Эти соображения, а также сравнение расчетных и имеющихся данных дают основание принять значения P^* и X^* для продольного канала управления штурвалом,

Таблица 8.1

Характеристика	Штурвал	Центральная ручка	Боковая ручка
$P^{\bullet}$, даН	6	3-4	2
$X^{\bullet}$, мм	25	25	20

центральной и боковой ручками неманевренных самолетов равными тем, которые приведены в табл.8.1.

На практике при оптимизации характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления одни из них обычно заданы (например, сила сухого трения в проводке управления), а другие являются свободными параметрами, которые могут выбираться. При этом на свободные параметры также могут быть наложены те или иные ограничения, обусловленные различными причинами. Поэтому определение оптимальной загрузки и чувствительности управления по существу представляет собой минимизацию нелинейной функции (8.9) по одному или нескольким свободным характеристикам (P^{x}, P_{0},...), на которые могут быть наложены определенные ограничения при других заданных неизменных характеристиках. Математическая процедура поиска оптимального решения этой задачи (т.е. поиска минимума функции многих переменных) хорошо известна и поэтому здесь не рассматривается.

Предложенный критерий не только качественно, но и количественно отражает известные экспериментальные данные по оптимальным характеристикам загрузки и чувствительности управления самолетом различными рычагами. Примеры, свидетельствующие о достаточной высокой эффективности Z-критерия, даны в следующем разделе.

8.3. Некоторые рекомендации по выбору характеристик загрузки рычагов управления

Общие требования. Необходимость близости управляющих усилий и перемещений рычагов управления самолетом к оптимальному для летчика уровню является общим и важнейшим условием приемлемости загрузки и чувствительности управления самолетом. Кроме того, за-

грузка рычага и чувствительность управления в той или иной мере в зависимости от конкретных условий должна обладать и следующими свойствами (которые по существу являются следствием управляющих свойств летчика).

1. Зависимость прикладываемых усилий от перемещений рычага должна представлять собой монотонно возрастающую функцию: в каком направлении летчик создает приращение усилий при исходном неподвижном состоянии рычага, в том направлении и должен перемещаться рычаг (свойства координации прикладываемых усилий и перемещений рычага).

2. Должно быть обеспечено соответствие сложившемуся стереотипу между направлением совершаемых летчиком усилий и отклонений рычага с направлением движения самолета, вызываемым этими действиями. Например, созданию момента самолета на кабрирование должны соответствовать тянущие усилия и отклонения рычага на себя (свойство координации управляющих действий и реакции самолета).

3. В положении, соответствующем выдерживаемому режиму полета, рычаг управления должен фиксироваться или в определенной мере быть нечувствительным к небольшим непроизвольным действиям летчика, вибрациям самолета или перегрузкам (свойство фиксации рычага).

4. После того как летчик прекращает прикладывать усилия, обычно рычаг управления самопроизвольно должен перемещаться в нейтральное положение или положение, задаваемое с помощью устройства триммирования (свойство центрируемости рычага). Основные рычаги управления самолетов (штурвал, центральная ручка, боковая ручка, педали) должны иметь и имеют это свойство. Рычаг управления двигателем обычно этим свойством не обладает в связи с особенностями управления тягой.

5. Должны быть обеспечены достаточно высокие динамические свойства системы загрузки. Запаздывание между перемещениями рычага управления и прикладываемым к нему усилием должно быть достаточно малым; демпфирование системы рука-рычаг управления - достаточно хорошим.

6. Потребные для пилотирования самолета усилия и перемещения рычагов управления не должны превышать физиологических возможностей летчика.

В качественном отношении необходимость соблюдения этих требований достаточна очевидна. Их количественные показатели зависят от конкретных условий. Некоторые рекомендации по этим количественным данным излагаются далее.

Градиент загрузки. Среди различных характеристик загрузки основных рычагов управления самолетов эта характеристика является важнейшей. Это обусловлено тем, что наряду с возможностью обеспечения оптимального уровня управляющих усилий и перемещений рычага, наряду со свойством центрирования градиент загрузки позволяет также лучше других характеристик загрузки дозировать управляющие действия, так как реакция самолета в этом случае пропорциональна и величине перемещений рычага, и величине прикладываемых усилий.

Для того чтобы рычаг управления обладал свойствами центрируемости, фиксации и координации усилий и перемещений, значение градиента загрузки должно быть положительным $P^x > 0$. С учетом этого из Z-критерия, а это значит из условия минимума функции (8.9) по параметру P^x, т.е. $\frac{\partial J}{\partial P^x} = 0$, получим

$$P^x_{opt} = \frac{P^* - (1 + Kc)\ (bP^x\ \bar{X}^r + P_o + P_{тр}) + Kc(X^* - a\bar{X}^r)}{a\bar{X}^r\ (1 + Kc)}.$$

Это выражение справедливо, когда числитель больше или равен нулю. В противном случае $P^x_{opt} = 0$.

Отсюда видно, что оптимальный градиент загрузки зависит от других характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления. С увеличением величин предварительного затяга P_o, сухого трения $P_{тр}$, демпфирования P^x, чувствительности управления $\bar{X}^r$ оптимальные значения градиента загрузки уменьшаются.

При оптимальном значении чувствительности управления $\bar{X}^r$ из Z-критерия, т.е. из условия минимума функции (8.9) по параметрам P^x и $\bar{X}^r$

$$\frac{\partial J}{\partial P^x} = \frac{\partial J}{\partial \bar{X}^r} = 0,$$

для случая $\dot{P}^x = P_o = P_{тр} = 0$ с учетом малости константы с, приближенно имеем

$$P^{x}_{opt}(\bar{X}^{r} = \bar{X}^{r}_{opt},\ P^{x} = P_{o} = P_{тр} = 0) = \frac{P^{*}}{X^{*}}.$$

Поскольку желаемые летчиком расходы усилий и перемещений P^{*} и X^{*} зависят от типа рычага управления, то из этого соотношения следует, что величины оптимальных градиентов загрузки различных рычагов управления отличаются друг от друга. Диапазоны оптимальных значений градиентов загрузки основных рычагов управления самолетом при близких к нулю величинах P_{o}, $P_{тр}$, P^{x} и оптимальной чувствительности управления приведены в табл.8.2.

Таблица 8.2

Канал управления	Штурвал	Центральная ручка	Боковая ручка	Педали
Продольный, даН/мм	0,15...0,3	0,08...0,2	0,05...0,12	0,2...0,5
Поперечный, даН/мм	0,05...0,1	0,05...0,15	0,03...0,1	

При отклонении градиентов загрузки от их оптимальных значений происходит ухудшение управляемости, как это показано на рис.8.3. Особенно существенное ухудшение управляемости происходит при уменьшении градиента загрузки, т.е. управление при $P^{x} \to \infty$ оценивается летчиком значительно лучше, чем при $P^{x} = 0$. Это согласуется и с практическим опытом. Известны самолеты, например F-16, со штатной неподвижной ручкой, т.е. $P^{x} \to \infty$. На случай заклинивания проводки управления рассматриваются также варианты резервного управления, в которых руль отклоняется по сигналам усилий, прикладываемым фактически к неподвижному рычагу управления. Однако случаи, когда градиент загрузки рычага управления имел бы нулевое значение, неизвестны.

Предварительный затяг. Предварительный затяг обычно вводится с целью центрирования и фиксации рычага управления. Из соотношения

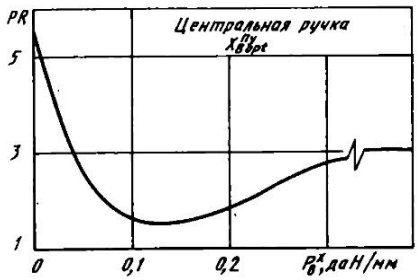


Рис.8.3. Зависимость пилотажных оценок от градиента загрузки (при оптимальной чувствительности управления для каждого значения $P_в^x$)

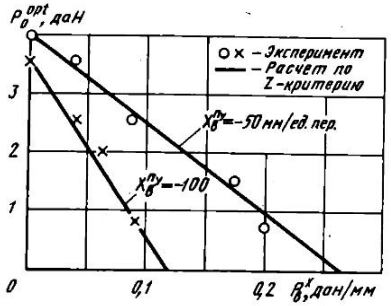


Рис.8.4. Зависимость оптимальных значений предварительного затяга P_0^{opt} от градиента загрузки $P_в^x$

(8.1) следует, что, когда летчик не прикладывает к рычагу управления усилия ($P = 0$), он будет центрироваться и фиксироваться в положении $X = 0$, если величина предварительного затяга больше силы трения ($P_0 > P_{тр}$). Поэтому величину предварительного затяга обычно выбирают большей величины трения в проводке управления.

Но даже при отсутствии трения определенные величины предварительного затяга вводятся для того, чтобы обеспечить нечувствительность управления к небольшим непроизвольным действиям летчика и вибрациям. Оптимальные значения предварительного затяга в продольном направлении приблизительно составляют 0,5 даН для боковой ручки, 0,7 даН для центральной и 1 даН для штурвала при условии, что величины трения меньше этих значений, а градиент загрузки P^x и чувствительность управления X^r близки к оптимальным величинам. Различия оптимальных величин предварительного затяга для штурвала, центральной и боковой ручек управления прежде всего связаны с возможностями человека по созданию усилий на разных рычагах управления. В поперечном канале управления оптимальные величины предварительного затяга этих рычагов примерно такие же, как и в продольном канале, несмотря на то, что силовые возможности человека в этих каналах отличаются примерно в 1,5-2 раза. Это связано с тем, что при управлении самолетом летчику, как правило, приходится прикладывать большие усилия в продольном канале. В результате

большими могут быть и "помехи" в поперечном направлении, непроизвольно создаваемые летчиком при управлении в продольном движении.

Введение предварительного затяга полезно также и в тех случаях, когда по тем или иным причинам реализуются слишком малые градиенты усилий или слишком высокая чувствительность управления, т.е. когда уровень усилий, прикладываемых летчиком при пилотировании, оказывается заметно меньше желаемого значения. Это следует из Z-критерия и подтверждается экспериментально полученными зависимостями оптимальных значений P_0^{opt} от $P_в^x$, представленными на рис.8.4. Из Z-критерия, т.е. минимума функции (8.9) по P_o, с учетом того, что по соображениям центрируемости и фиксации рычага управления должно выполняться условие $P_o \geqslant 0$, можно получить выражение

$$P_{o_{opt}} = \frac{P^* - (1 + Kc)(aP^x\bar{X}^r + bP^x\dot{\bar{X}}^r + P_{тр}) + Kc(X^* - a\bar{X}^r)}{1 + Kc},$$

которое справедливо при положительном числителе. В противном случае $P_{o_{opt}} = 0$.

Из сопоставления расчетных и экспериментальных данных, представленных на рис.8.4, видно, что это соотношение достаточно хорошо отражает зависимость оптимальных значений предварительного затяга от других характеристик загрузки рычага и чувствительности управления.

Как показывают экспериментальные данные, при отклонении величины предварительного затяга P_o от оптимального значения в сторону его увеличения происходит ухудшение пилотажных оценок приблизительно по закону

$$\Delta PR = k\,\Delta P_o,$$

здесь $\Delta P_o = P_o - P_{o_{opt}}$.

Величина коэффициента k для центральной ручки управления приблизительно равна 1 бал/даН (оценки PR по 10-балльной шкале).

По этим причинам на величины предварительного затяга в нормативных документах накладываются ограничения сверху. Например, из

Единых норм летной годности самолетов (ЕНЛГС) [12] следует, что усилия предварительного затяга (вместе с усилиями от трения при страгивании рычага управления) не должны превышать 8 даН в продольном направлении, 6 даН в поперечном направлении при управлении штурвалом и 14 даН при управлении педалями.

8.4. Критерий оптимальности характеристик чувствительности управления

Общая характеристика критерия. Оптимальные по оценкам летчика значения характеристик чувствительности управления существенно и сложным образом зависят от характеристик загрузки рычагов управления и динамических характеристик самолета. Из-за большого числа параметров определить эти зависимости экспериментально и представить их графически или в виде таблиц для всех возможных характеристик самолета практически невозможно. Рассматриваемый здесь критерий позволяет достаточно просто расчетным путем всего лишь с помощью 2-3 эмпирических констант определять оптимальные характеристики чувствительности управления с учетом их зависимости от динамических характеристик самолета и характеристик загрузки рычагов управления, а также оценивать ухудшение управляемости самолета при отклонении характеристик чувствительности управления от их оптимальных значений.

Сущность этого критерия (далее называемого А-критерием по первой букве слова "амплитудно-частотный") заключается в следующем. ***Оптимальные значения характеристик чувствительности управления*** X^{r}_{opt} ***при различных динамических характеристиках самолета*** $(\xi_k, \omega_k, \ldots)$ ***определяются из условия***

$$\left|W_c(j\omega_*,\ X^{r}_{opt},\ \xi_k, \omega_k \ldots)\right|^{-1} = A = \text{const}, \qquad (8.10)$$

где $\left|W_c(j\omega_*, X^{r}_{opt},\ \xi_k, \omega_k \ldots)\right|$ - значение амплитудно-частотной характеристики передаточной функции самолета от перемещения рычага управления к некоторой фазовой координате самолета или его производной на характерной частоте ω_*. В качестве такой координаты

принимается та, которая играет определяющую роль в рассматриваемой задаче пилотирования;

ω_*, **A** - характерная частота и параметр, не зависящие от динамических характеристик самолета. Величины **A** и ω_* зависят от задачи и канала управления. Кроме того **A** зависит от класса самолета, типа и характеристик рычагов управления.

Физический смысл **A**-критерия состоит в том, что при оптимальных значениях характеристик чувствительности управления отношение амплитуды перемещений рычага управления A_x по гармоническому закону к амплитуде A_y сигнала $y(t)$ на характерной частоте ω_* остается одинаковым для различных динамических характеристик самолета.

A-критерий, так же как и **Z**-критерий, вытекает из принципа оптимизации характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления после некоторой его конкретизации.

Подробное математическое моделирование действий летчика во всей рассматриваемой задаче пилотирования, с помощью которого можно было бы определять оптимальные характеристики чувствительности управления, представляет собой сложную и в настоящее время недостаточно разработанную процедуру. В связи с этим вместо рассмотрения всей задачи пилотирования целесообразно попытаться найти такие характерные ее элементы, которые играют определяющую роль в выборе летчиком потребных характеристик чувствительности управления и вместе с тем упрощают определение этих характеристик расчетным путем. В задачах типа стабилизации летчик обычно совершает знакопеременные с достаточно узким частотным составом перемещения рычагов управления, т.е. близкие к синусоидальным. Когда в стендовых или летных экспериментах летчикам ставится задача выбора характеристик чувствительности управления, они также обычно вызывают движение самолета, близкое к гармоническому с некоторыми характерными значениями частоты ω_* и амплитуды A_y, независящими от динамических характеристик самолета, т.е.

$$X = A_x \sin \omega_* t; \qquad (8.11)$$

$$Y = A_y \sin (\omega_* t + \varphi),$$

где $\omega_* = \text{const}$ и $A_y = \text{const}$.

Поэтому такое пилотирование и может быть рассмотрено в качестве характерного при оценке оптимальности характеристик чуствительности управления.

Согласно принципу оптимизации характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления оптимальные характеристики чувствительности управления выбираются так, чтобы необходимые для выполнения рассматриваемой задачи расходы перемещений рычага управления независимо от динамических характеристик самолета были близки к неизменному желаемому уровню. Применительно к рассматриваемому гармоническому движению самолета это условие можно записать в виде

$$A_x = A_x(X^r_{opt}\ \xi_k, \omega_k \ldots) = \text{const}. \qquad (8.12)$$

Поскольку $A_y/A_x = |W_c(j\omega_*)|$, то отсюда с учетом (8.11) и следует A-критерий (8.10).

Так или иначе состоятельность A-критерия подтверждается тем, что он качественно и количественно отражает известные экспериментальные данные по оптимальным характеристикам чувствительности управления, полученным при различных динамических характеристиках самолета и различных характеристиках рычагов управления для разных классов самолетов, режимов их полета и каналов управления. Примеры, иллюстрирующие эффективность A-критерия, будут даны в следующем разделе.

Сделаем здесь следующие общие рекомендации и замечания по выбору W_c, A и ω_*. Вид W_c определяется тем, какую координату летчик контролирует в данной ситуации или какая координата является определяющей в выполнении всей задачи пилотирования. Значения ω_* и A можно выбрать из условия наилучшего совпадения данных, рассчитанных согласно A-критерию, с экспериментальными. Вообще говоря, для такого выбора достаточно иметь экспериментальные данные только для двух различных комбинаций динамических характеристик $(\xi^i_k, \omega^i_k, \ldots)$. Однако в силу неизбежных погрешностей результатов экспериментального определения оптимальных характеристик чувствительности управления и возможно приближенного характера A-критерия выбор значений ω_* и A целесообразно проводить по большему числу экспериментальных данных. Для того чтобы придать одинаковый вес разбросу

экспериментальных данных по характеристикам чувствительности управления, полученным в различных условиях, величины ω_* и A целесообразно выбирать из условия минимума разброса на характерной частоте значений $|W_c(j\omega_*)|^{-1}$, а не из условия минимума отклонений экспериментальных значений оптимальных характеристик чувствительности управления от соответствующих расчетных величин, т.е.

$$\min_{\omega_*, A} \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \left[|W_c(j\omega_*, X^r_{i\,opt}, \xi^i_k, \omega^i_k \ldots)| - A \right]^2 .$$

Обобщение А-критерия на случай различных характеристик загрузки рычагов управления. Из Z-критерия, т.е. из условия минимума функции (8.9) по $\bar{X}^r$, следует, что оптимальные величины чувствительности управления зависят от характеристик загрузки рычагов управления (8.1) согласно соотношению

$$\bar{X}^r_{opt} = \frac{(aP^x + bP^x)(P^* - P_o - P_{тр}) + k(a + acP^x + bcP^x)(X^* - cP_o - cP_{тр})}{(aP^x + bP^x)^2 + k(a + acP^x + bcP^x)^2} . \quad (8.13)$$

Применительно к продольному каналу на рис.8.5 в плоскости параметров $\bar{P}^n_{в\,y} = P^n_{в\,y} / X^r_{*\,0}$, $\bar{X}^n_{в\,y}$ с учетом того, что $\bar{P}^n_{в\,y} = P^x \bar{X}^n_{в\,y}$ для случая $P^x = P_{тр} = 0$, помещены рассчитанные по соотношению (8.13) и экспериментально определенные оптимальные значения статических характеристик продольной управляемости самолета с центральной ручкой при различных градиентах по перемещению ее загрузки $P^x_в$ и предварительного затяга P_o. Из соотношения (8.13) и этих данных видно, что оптимальные значения чувствительности управления самолета существенно зависят от характеристик загрузки рычагов управления.

В связи с этим обобщим А-критерий на случай различных характеристик загрузки рычагов управления самолетом.

В соотношение (8.10), определяющее А-критерий, в качестве параметра входит оптимальная величина чувствительности управления

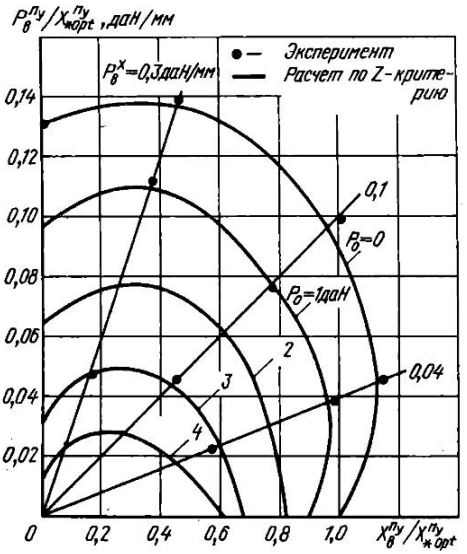


Рис.8.5. Оптимальное значение $X_в^{пу}$ и $P_в^{пу}$ при различных величинах градиента загрузки $P_в^x$ и предварительного затяга P_o

X_{opt}^r, которая, как уже отмечалось, зависит от характеристик загрузки рычагов управления самолетом. Для того чтобы это соотношение тождественно выполнялось, от этих характеристик должны также зависеть и некоторые другие параметры, входящие в это соотношение. Такими параметрами могут быть только либо характерная частота ω_*, либо величина **A**, либо оба эти параметры одновременно, так как самих характеристик загрузки и других параметров, которые могли бы зависеть от них, в соотношении **(8.10)** не содержится. Сопоставление экспериментальных и рассчитанных согласно **A**-критерию зависимостей оптимальных значений характеристик чувствительности управления от динамических характеристик самолета с различными характеристиками рычагов управления показало, что от характеристик загрузки рычагов управления зависит лишь параметр **A** (частота ω_* от этих характеристик не зависит).

Зависимость величины параметра **A** от характеристик загрузки рычагов управления можно определить следующим образом. Будем считать, что нам известны $\bar{X}_{opt}^r(P^x, P_o, \ldots)$ - зависимость от характеристик загрузки оптимальных величин чувствительности управления, отнесенных к их значению X_{*opt}^r при нулевых величинах характеристик загрузки ($P^x = P^x = P_o = P_{тр} = 0$); A_o - значение константы **A** при некоторой фиксированной комбинации характеристик загрузки рычага

управления ($P^x = P^x_o$, $P_o = P_{oo}\ldots$). Частотную характеристику самолета $|W_c|$ можно представить в виде

$$|W_c(j\omega_*, X^r_{opt}, \xi_k, \omega_k,\ldots)| = |\bar{W}_c(j\omega_*, \xi_k, \omega_k,\ldots)|/ X^r_{opt},$$

где $\bar{W}_c = W_c X^r_{opt}$ - функция, которая не зависит от характеристик чувствительности управления X^r_{opt}, а следовательно, и от характеристик загрузки рычагов управления. Подставим это выражение в А-критерий (8.10)

$$|\bar{W}_c(j\omega_*,\xi_k,\omega_k\ldots)|^{-1} X^r_{opt}(P^x,P_o\ldots,\xi_k,\omega_k\ .) = A(P^x,P_o\ldots).$$

С учетом этого соотношения получим

$$A(P^x,P_o\ldots) = \frac{X^r_{o\,opt}}{|\bar{W}_c|}\,\frac{X^r_{*\,opt}}{X^r_{o\,opt}}\,\frac{X^r_{opt}}{X^r_{*\,opt}} = A_o\,\frac{\bar{X}^r_{opt}}{\bar{X}^r_{o\,opt}} = A_*\bar{X}_{opt},$$

где $X^r_{o\,opt}$, $\bar{X}^r_{o\,opt}$ - абсолютная и отнесенная к $X^r_{*\,opt}$ величины чувствительности управления, определенные при некоторой комбинации характеристик загрузки $P^x = P^x_o$, $P_o = P_{oo}\ldots$; A_o - значение А при этой комбинации характеристик загрузки рычага; A_* - значение А при нулевой загрузке рычага $P^x = P_o = \ldots = 0$, численно равное

$$A_* = A_o / \bar{X}^r_{o\,opt}. \qquad (8.14)$$

Таким образом, А-критерий, обобщенный на случай различных характеристик загрузки рычагов управления, сводится к следующему. Оптимальные значения характеристик чувствительности управления X^r_{opt} для различных динамических характеристик самолета (ξ_k, $\omega_k\ldots$)

и различных характеристик загрузки рычагов управления ($P^x, P_o \ldots$) определяются из условия

$$\left|W_c(j\omega,\ X^r_{opt},\ \xi_k,\ \omega_k \ldots)\right|^{-1} = A_\Phi\ \bar{X}^r_{opt}. \qquad (8.15)$$

Значение A_Φ здесь не зависит не только от динамических характеристик самолета, но и от характеристик загрузки рычагов управления. Оно может быть найдено эмпирически, например, с помощью соотношения (8.14), если для заданной загрузки $P^x = P^x_o$, $P_o = P_{oo} \ldots$ известно значение $|W_c(j\omega)|$ при $\omega = \omega_\Phi$ и при оптимально-выбранной чувствительности управления. Величина относительной чувствительности управления $\bar{X}^r_{opt}$ является функцией характеристик загрузки рычагов управления, которая может быть получена из эксперимента либо определена из Z-критерия. Аналитическое выражение зависимости $\bar{X}^r_{opt}$ от характеристик загрузки P^x, $\dot{P}^x$, P_o, $P_{тр}$, полученное из Z-критерия, имеет вид (8.13).

Ухудшение управляемости самолета при отклонении характеристик чувствительности управления от оптимальных значений. Анализ имеющихся экспериментальных данных, например, представленных на рис. 3.4, по влиянию на управляемость самолета различных характеристик чувствительности управления в самых разных условиях (для разных классов самолетов, каналов управления и задач пилотирования, при различных динамических характеристиках самолета, различных характеристиках рычагов управления и т.п.) показывает следующее.

Зависимости пилотажных оценок от характеристик чувствительности управления для различных условий пилотирования, если эти характеристики представить на графике в логарифмическом масштабе, имеют примерно одинаковый вид, показанный на рис.8.6. Существует достаточно широкий диапазон значений характеристик чувствительности управления, в котором оценки летчика близки к оптимальным и слабо зависят от величины этих характеристик. Отметим, что летчики, как показали эксперименты, вообще не замечают отличий в управляемости самолета при изменении характеристик чувствительности управления

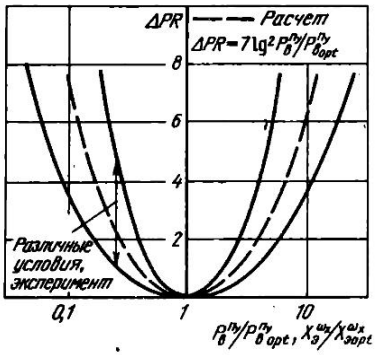


Рис.8.6. Ухудшение пилотажных оценок при отклонении характеристик чувствительности управления от оптимальных значений

примерно на 10 - 15 %. При отклонении величин характеристик чувствительности управления от диапазона их значений, близких к оптимальным, пилотажные оценки резко ухудшаются. При повышении чувствительности управления (например, уменьшении $P^{n^y}_{в}$) появляется тенденция к раскачке самолета летчиком, а при уменьшении чувствительности управления - летчики оценивают самолет как вялый и утомительный в управлении и жалуются на недостаток эффективности управления.

Степень ухудшения пилотажных оценок при отклонении характеристик чувствительности управления от их оптимальных значений определяется величиной отношения этих характеристик к их оптимальным значениям: $P^{n^y}_{в}/P^{n^y}_{в\,opt}$, $X^{n^y}_{в}/X^{n^y}_{в\,opt}$, $P^{\omega^x}_{э}/P^{\omega^x}_{э\,opt}$, $X^{\omega^x}_{э}/X^{\omega^x}_{э\,opt}$ и т.п.

При достаточно больших отклонениях величин характеристик чувствительности управления от их оптимальных значений ухудшение пилотажных оценок происходит приблизительно в соответствии с основным психофизиологическим законом Вебера-Фехнера. Приближенно оценить ухудшение управляемости во всем диапазоне отклонения характеристик чувствительности управления от их оптимальных значений можно по выражению

$$\Delta PR = 7\,lg^2\left[P^{n^y}_{в}/P^{n^y}_{в\,opt}\right];\quad \Delta PR = 7\,lg^2\left[P^{\omega^x}_{э}/P^{\omega^x}_{э\,opt}\right] \text{ и т.п.,}$$

где ΔPR - изменение оценок по 10-бальной шкале. Сопоставление оценок, рассчитанных согласно этому выражению, с оценками, полученными в эксперименте, дано на рис.8.6. Следует иметь в виду, что эта расчетная зависимость отражает лишь общую тенденцию изменения пилотажных оценок при изменении характеристик чувствительности уп-

равления. В зависимости от конкретных условий пилотажные оценки могут несколько отличаться от этой зависимости. Эти отклонения обусловлены индивидуальными особенностями летчика, характеристиками загрузки рычагов управления и другими факторами.

При использовании **A**-критерия степень ухудшения управляемости самолета при отклонении характеристик чувствительности управления от оптимальных значений можно определить согласно выражению

$$\Delta PR = 7 \lg^2 \left\{ \left| W_c(j\omega_*,\ X^r,\ \xi_k,\ \omega_k, \ldots) \right| \mathbf{A} \right\} . \qquad (8.16)$$

Влияние характеристик чувствительности управления на пилотажные свойства самолета при выполнении летчиком задачи стабилизации можно объяснить путем анализа экспериментально полученных частотных характеристик системы самолет - летчик. Изменение характеристик чувствительности управления эквивалентно изменению коэффициента усиления самолета. Как показал анализ частотных характеристик системы самолет - летчик, полученных на пилотажных стендах при выполнении задач типа стабилизации, в некотором диапазоне изменения коэффициента усиления самолета летчик легко адаптируется к изменению чувствительности управления и настраивает свой коэффициент усиления так, что общий коэффициент усиления $kK_л$ и частота среза ω_c системы самолет - летчик остаются практически постоянными величинами (рис.8.7). В связи с этим в определенном диапазоне изменения характеристик чувствительности управления оценки летчика изменяются незначительно. При уменьшении чувствительности управления, начиная примерно со значения в **3** раза меньшего, чем оптимальное, летчик уже не может увеличивать свой коэффициент усиления в

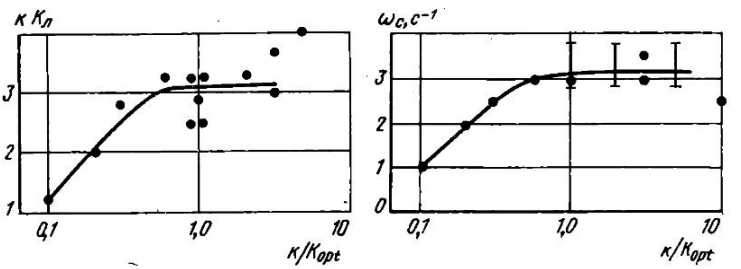


Рис.8.7. Зависимость общего коэффициента усиления системы самолет - летчик и ее частоты среза от чувствительности управления

силу физиологических причин и ограниченных ходов рычага управления. Поэтому общий коэффициент усиления системы самолет - летчик уменьшается, а вследствие этого снижается ее частота среза, быстродействие и точность пилотирования. В результате этого летчик оценивает самолет как вялый, с недостаточной эффективностью управления и снижает пилотажные оценки. При повышении чувствительности управления примерно в 3 раза и более значительно уменьшаются расходы перемещений рычагов управления и усилий, прикладываемых летчиком. Они становятся сравнимыми с пороговыми величинами, динамика действий летчика приобретает нелинейный характер, возрастает шумовая составляющая действий летчика и система самолет - летчик выходит на границу устойчивости. Этим и объясняется ухудшение пилотажных оценок при повышенной чувствительности управления.

8.5. Расчетная методика определения оптимальных величин характеристик чувствительности управления неманевренных самолетов со штурвалом

Здесь излагается и обосновывается методика расчета оптимальных значений характеристик продольной ($P_{в}^{n_y}$, $X_{в}^{n_y}$) и поперечной ($P_{э}^{\omega_x}$, $X_{э}^{\omega_x}$) чувствительностей управления неманевренных самолетов со штурвалом во всех областях режимов полета. В соответствии с вышеизложенным такие характеристики можно определить из A- и Z-критериев, если только конкретизировать значения входящих в них констант.

Вид передаточных функций W_c в продольном и поперечном каналах, которые должны входить в A-критерий для оценки соответствующих оптимальных характеристик чувствительности управления, выберем, учитывая взаимосвязь координат в каждом канале. Для самолетов традиционной схемы при отклонении управления в продольном направлении одновременно возникает движение по тангажу и нормальная перегрузка, а при отклонении рычага управления в поперечном направлении - движение по крену и поворот траектории полета в горизонтальной плоскости. При этом соотношение между их интенсивностями зависит от скорости полета V

$$\omega_z = \left(\frac{p}{\frac{a}{n_y}} + \frac{g}{V} \right) \Delta n_y; \qquad (8.17)$$

$$\dot{\psi} = -\frac{g}{V} \gamma = -\frac{g}{V} \frac{1}{p} \omega_x, \qquad (8.18)$$

где p - оператор Лапласа; ω_z, ω_x, $\dot{\psi}$ - угловые скорости тангажа, крена и поворота траектории; Δn_y - нормальная перегрузка; g - ускорение силы тяжести.

Это приводит к тому, что при малых скоростях полета большее влияние на выбор характеристик продольной ($P_{в}^{n_y}$, $X_{в}^{n_y}$) и поперечной ($P_{э}^{\omega_x}$, $X_{э}^{\omega_x}$) чувствительностей управления оказывают угловые скорости тангажа и крена соответственно. И наоборот, с увеличением скорости полета в выборе оптимальных характеристик продольной и поперечной чувствительностей управления возрастает роль реакции самолета по перегрузке и скорости поворота траектории соответственно. Для учета этого обстоятельства подобно тому, как это делается при нормировании динамической реакции самолета согласно С-критерию [5], в качестве амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) самолета $|W_c|$, входящей в А-критерий, используем линейную комбинацию АЧХ по перегрузке $|W_{n_y}|$ и АЧХ по скорости тангажа $|W_{\omega_z}|$ в продольном канале управления, линейную комбинацию АЧХ по угловой скорости крена $|W_{\omega_x}|$ и АЧХ скорости изменения угла поворота траектории $|W_{\dot{\psi}}|$ в поперечном канале

$$|W_{c_в}(j\omega)| = |W_{n_y}(j\omega)| + \frac{V_0}{g} |W_{\omega_z}(j\omega)|;$$

$$|W_{c_э}(j\omega)| = |W_{\omega_x}(j\omega)| + \kappa |W_{\psi}(j\omega)|,$$

где V_0 и κ - весовые коэффициенты.

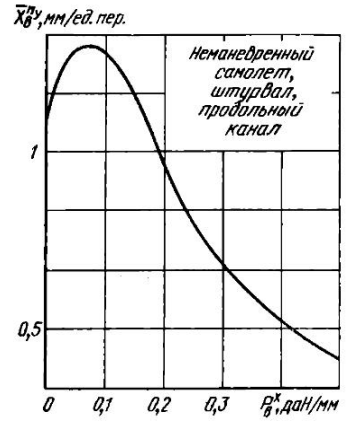


Рис. 8.8. Зависимость параметра $\bar{X}^{n^y}_{в}$ в А-критерии от градиента загрузки штурвала в продольном канале

С учетом этих соотношений и соотношений (8.17), (8.18) А-критерий принимает следующий вид:

В продольном канале -

$$\left[\left(1+\frac{V_0}{n^a_y g}\sqrt{\omega^2_{*в}+\left[\frac{n^a_y g}{V}\right]^2}\right)\left|W_{n^y}(j\omega_{*в_{opt}}, X^{n^y}_{в}, \xi_k, \omega_k \ldots)\right|\right]^{-1} =$$

$$= A_{*в}\bar{X}^{n^y}_{в}(P^x_в, P_{0_в} \ldots). \qquad (8.19)$$

Значения входящих сюда коэффициентов V_0, $\omega_{*в}$, $A_{*в}$, определенных из условия наилучшего совпадения расчетных и экспериментальных данных, составляют

$$V_0 = 140 \text{ м/с}; \quad \omega_{*в} = 0{,}7 \text{ 1/с}; \quad A_{*в} = 57{,}3 \text{ мм}.$$

Оптимальная величина градиента усилий по перегрузке $\bar{P}^{n^y}_{в_{opt}}$ может быть найдена из уравнения

$$\bar{P}^{n^y}_{в_{opt}} = P^x_в X^{n^y}_{в_{opt}}.$$

На рис.8.8 приведена зависимость входящего в (8.19) параметра относительной чувствительности управления $\bar{X}^{n^y}_{в}$ от градиента $P^x_в$, полученная при других нулевых значениях характеристик загрузки штурвала. Характеристика $\bar{X}^{n^y}_{в}$, определяемая соотношением (8.13), зависит не только от $P^x_в$, но и от $P_{о_в}$, $\dot{P}^x_в$, $P_{тр}$.

В поперечном канале -

$$\left[\left(1 + \kappa \frac{g}{V} \frac{1}{\omega_{\Phi_э}}\right) |W_{\omega_x}(j\omega_{\Phi_э}, X^{\omega_x}_{э_{opt}}, \xi_э \ldots)\right]^{-1} =$$

$$= A_{\Phi_э} \bar{X}^{\omega_x}_{э}(P^x_э, P_{о_э} \ldots), \qquad (8.20)$$

где $\kappa = 14$; $\omega_{\Phi_э} = 1{,}25$ 1/с; $A_{\Phi_э} = 11{,}2$ мм/град$^{-1}$;

$\bar{X}^{\omega_x}_{э}$ - параметр, значение которого в зависимости от $P^x_э$ при других нулевых значениях характеристик загрузки штурвала в поперечном канале определяется по графику на рис.8.9. Зависимость $\bar{X}^{\omega_x}_{э}$ не только от $P^x_э$, $P_{о_э}$, но и от $P_{тр}$, $\dot{P}^x_э$ определяется соотношением (8.13), где $a = 20$ мм, $c = 1{,}5$ мм/даН, $k = 0{,}00045$ даН/мм.

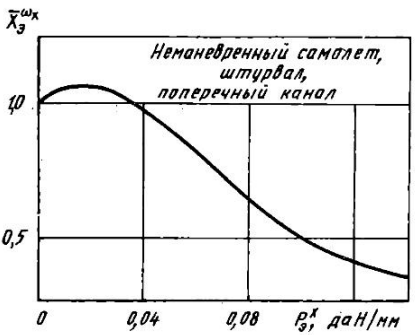


Рис.8.9. Зависимость параметра $\bar{X}^{\omega_x}_{э}$ в А-критерии от градиента загрузки в поперечном канале

Оптимальная характеристика чувствительности управления по усилиям в поперечном канале может быть определена из выражения

$$P^{\omega_x}_{э\,opt} = P^{x}_{э\,opt}\, X^{\omega_x}_{э\,opt}.$$

Таким образом, приведенные соотношения (8.19), (8.20) позволяют расчетным путем определить оптимальные значения $P^{n_y}_{в\,opt}$, $X^{n_y}_{в\,opt}$, $P^{\omega_x}_{э\,opt}$ и $X^{\omega_x}_{э\,opt}$, зная:

истинную скорость полета V и значение параметра n^{a}_{y};

величины $P^{x}_{в}$, $P_{0_в}$, $P^{x}_{э}$, $P_{0_э}$ и других характеристик загрузки;

передаточные функции самолета от перемещений штурвала к нормальной перегрузке W_{n_y} и угловой скорости крена W_{ω_x}.

Следует отметить, что при этом коэффициент усиления в этих передаточных функциях должен быть выражен соответственно через характеристики $X^{n_y}_{в}$ и $X^{\omega_x}_{э}$.

Если же известны только АЧХ передаточных функций W_{n_y} и $W_{\omega_э}$, точнее даже только их значения на характерных частотах $\omega_{*_в}$, $\omega_{*_э}$, а также величины $X^{n_y}_{в}$ и $X^{\omega_y}_{э}$, при которых эти АЧХ были определены, то оптимальные значения $X^{n_y}_{в\,opt}$, $X^{\omega_x}_{э\,opt}$ могут быть определены из следующих соотношений:

$$X^{n_y}_{в\,opt} = A_{*_в}\, \bar{X}^{n_y}_{в}(P^{x}_{в},\ P_{0_в} \ldots) \times$$

$$\times \left\{1 + \frac{V_0}{n^{a}_{y} g} \sqrt{\omega^{2}_{*_в} + \left[\frac{n^{a}_{y} g}{V}\right]^{2}}\right\} \left| W_{n_y}(j\omega_{*_в},\ X^{n_y}_{в}) \right| X^{n_y}_{в};$$

$$X^{\omega^x}_{э\,opt} = A_{\omega^*_э}\,\bar{X}^{\omega^x}_э(P^x_э,\ P_{0э}\ldots)\left(1 + \kappa\,\frac{g}{V}\,\frac{1}{\omega^*_э}\right)\left|W_{\omega_x}(j\omega^*_э,\ X^{\omega^x}_э)\right|\,X^{\omega^x}_э.$$

Для того чтобы проиллюстрировать эффективность изложенной методики и количественно охарактеризовать степень зависимости оптимальных значений характеристик чувствительности управления от динамических характеристик самолета, далее на основе расчетных и экспериментальных данных рассмотрим закономерности влияния основных динамических характеристик продольного и бокового движений самолета на оптимальные значения $P^{n^y}_{в\,opt}$, $X^{n^y}_{в\,opt}$, $P^{\omega^x}_{э\,opt}$, $X^{\omega^x}_{э\,opt}$.

Для продольного канала управления в существующих нормативных документах сформулированы только требования к границам допустимых значений $P^{n^y}_в$ и $X^{n^y}_в$, причем независимо от динамических характеристик самолета и характеристик загрузки штурвала. При этом оптимальные значения этих характеристик не указываются. Например в [12] указаны только их минимально допустимые значения для гражданских самолетов со штурвалом: $X^{n^y}_{в\,min} = -50$ мм и $P^{n^y}_{в\,min} = -10$ даН. Не только в нормативных документах, но и в литературе методика расчетной оценки оптимальных значений $P^{n^y}_{в\,opt}$ и $X^{n^y}_{в\,opt}$ в зависимости от режимов полета, динамических характеристик и характеристик загрузки штурвала отсутствует. Настоящая работа восполняет этот пробел.

Отметим, что поскольку характеристики длиннопериодического движения не оказывают заметного влияния на значение амплитудно-частотных характеристик передаточной функции W_c, при частотах порядка $\omega^*_в = 0{,}7\ [с^{-1}]$, то из А-критерия (8.19) следует, что они не оказывают влияния и на оптимальные значения характеристик $P^{n^y}_{в\,opt}$, $X^{n^y}_{в\,opt}$. Этот вывод подтверждается и экспериментальными данными. В связи с этим далее рассмотрим закономерности влияния на оптимальные значе-

ния $P^{n_y}_{в_{opt}}$ и $X^{n_y}_{в_{opt}}$ только параметров короткопериодического движения самолета.

Обычно короткопериодическое движение самолета описывается передаточной функцией вида

$$W_{n_y} = \frac{\omega_k^2 / X^{n_y}_{в}}{P^2 + 2\xi_k \omega_k P + \omega_k^2}.$$

В этом случае из (8.19) получим следующее выражение для определения оптимальных значений характеристик $X^{n_y}_{в_{opt}}$, $P^{n_y}_{в_{opt}}$:

$$X^{n_y}_{в_{opt}} = -\omega_k^2 \frac{1 + \frac{V_0}{n_y^a g}\sqrt{\omega^2_{\Phi_в} + \left[\frac{n_y^a g}{V}\right]^2}}{\sqrt{(\omega_k^2 - \omega^2_{\Phi_в})^2 + (2\xi_k \omega_k \omega_{\Phi_в})^2}} A_{\Phi_в} \bar{X}^{n_y}_{в_{opt}}; \qquad (8.21)$$

$$P^{n_y}_{в_{opt}} = P^x X^{n_y}_{в_{opt}}.$$

Отсюда видно, что, оптимальные значения $X^{n_y}_{в_{opt}}$, $P^{n_y}_{в_{opt}}$ зависят от собственной частоты ω_k и демпфирования $2\xi_k\omega_k$ короткопериодического движения самолета, а также от параметра n_y^a и истинной скорости полета V.

На рис.8.10 представлены расчетные и экспериментальные зависимости оптимальных значений $P^{n_y}_{в_{opt}}$ от собственной частоты ω_k короткопериодического движения самолета. Эти и другие данные показывают, что оптимальные значения $X^{n_y}_{в_{opt}}$, $P^{n_y}_{в_{opt}}$ остаются практически

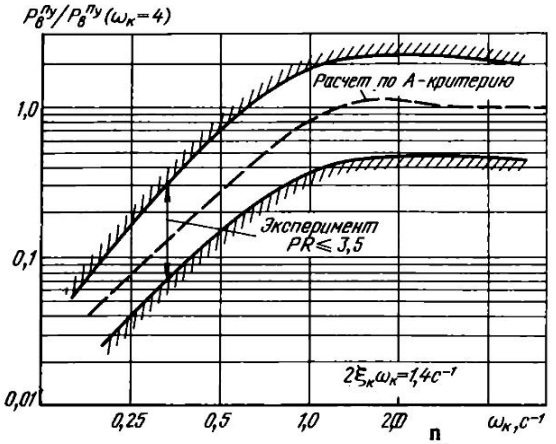


Рис.8.10. Зависимость оптимальных значений $P^{n_y}_{в}$ от собственной частоты короткопериодического движения ω_k

одинаковыми для всех значений собственных частот короткопериодического движения самолета, расположенных в диапазоне $1 \leqslant \omega_k \leqslant \infty$ при условии, что $(1 - 2\xi_k^2)\omega_{\text{в}}^2 / \omega_k^2 \approx 0$ (например, при $\xi_k = 0,7$). Поскольку при $\omega_k > 1$ отношение $\omega_{\text{в}} / \omega_k \ll 1$, то это становится очевидным, если выражение (8.21) разложить в ряд Тейлора по $\omega_{\text{в}}^2 / \omega_k^2$:

$$X^{n_y}_{в\,opt} = \left[1 + \frac{V_0}{n^a_y g}\sqrt{\omega^2_{\text{в}} + \left(\frac{n^a_y g}{V}\right)^2}\left[1 + (1 - 2\xi_k^2)\frac{\omega^2_{\text{в}}}{\omega^2_k} + \ldots\right]\right] A_{\text{в}} \bar{X}^{n_y}_{в}.$$

При уменьшении ω_k, начиная с $\omega_k = \omega_{\text{в}} = 0,7$ 1/с, если $2\xi_k\,\omega_k = \text{const} > 0,7$, оптимальные значения $P^{n_y}_{в\,opt}$, $X^{n_y}_{в\,opt}$ уменьшаются по абсолютной величине примерно по закону

$$X^{n_y}_{в\,opt} \sim \omega^2_k; \qquad P^{n_y}_{в\,opt} \sim \omega^2_k.$$

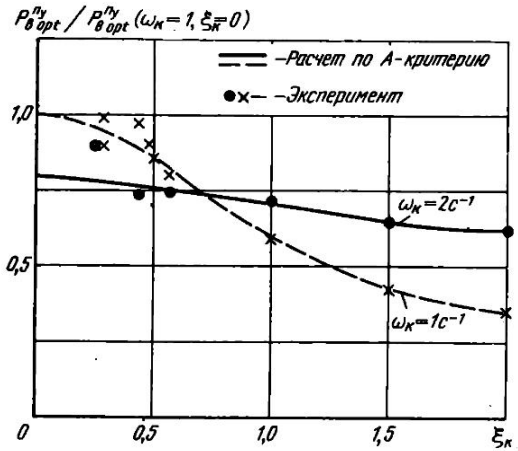


Рис.8.11. Влияние коэффициента демпфирования $\xi_к$ на оптимальную величину $P^{n_y}_{в}$

Можно отметить, что для самолетов, которые не имеют автоматики или имеют малую степень автоматизации контура ручного управления, как на самолетах предыдущих поколений, обычно выполняется условие $\omega_k \geq 1\ c^{-1}$, и/или $\xi_k \approx 0{,}7$ и поэтому можно считать, что $X^{n_y}_{в\,opt}$ и $P^{n_y}_{в\,opt}$ практически не зависят от ω_k. Для современных самолетов с малыми запасами собственной аэродинамической устойчивости в случае отказа автоматики это условие не всегда выполняется и поэтому при рассмотрении вопросов обеспечения безопасности полетов необходимо учитывать зависимость оптимальных значений $X^{n_y}_{в\,opt}$, $P^{n_y}_{в\,opt}$ от ω_k. Для самолетов с некоторой степенью статической неустойчивости, точнее неустойчивых по перегрузке, когда $\omega^2_k < 0$, традиционные характеристики $X^{n_y}_{в\,opt}$ и $P^{n_y}_{в\,opt}$ вообще лишаются смысла, поскольку в этом случае установившееся значение перегрузки отсутствует. В качестве характеристики чувствительности управления в этом случае может быть использовано отношение величины управляющего момента, выраженной в угловых ускорениях самолета по тангажу, к перемещению рычага управления или к управляющему усилию в первый момент

времени при ступенчатом отклонении рычага управления, т.е. $\Delta\dot{\omega}_z/\Delta X_{в}\Big|_{t\to 0} = \dot{\omega}_z^{X_в}$. Изложенная методика позволяет оценить потребное значение и такой характеристики чувствительности управления.

При уменьшении демпфирования (ξ_k или $2\xi_k\omega_k$) оптимальные значения $X_{в\,opt}^{n_y}$, $P_{в\,opt}^{n_y}$ увеличиваются. Степень влияния демпфирования на оптимальные значения $X_{в\,opt}^{n_y}$, $P_{в\,opt}^{n_y}$ зависит от величины собственной частоты ω_k: чем меньше величина ω_k, тем сильнее влияние демпфирования на оптимальные величины $X_{в\,opt}^{n_y}$, $P_{в\,opt}^{n_y}$. Это видно как из рис. 8.11, так и из соотношения (8.21).

На рис.8.12 приведены расчетные и экспериментальные зависимости потребных значений $X_{в}^{n_y}$, $P_{в}^{n_y}$ от величины параметра n_y^{α} для условий захода на посадку со скоростью полета $V = 90$ м/с. Эти и другие данные показывают, что, начиная приблизительно с величины $n_y^{\alpha} = 10$,

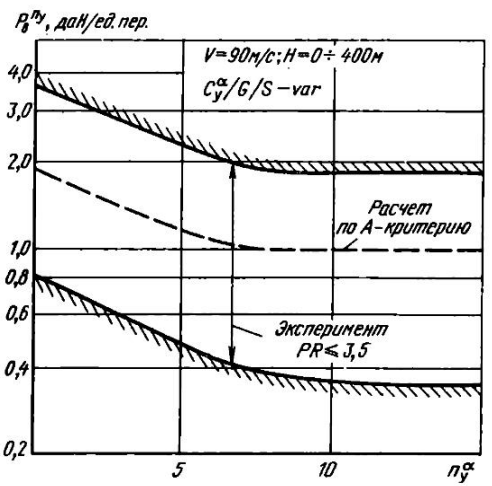


Рис.8.12. Зависимость потребных значений $P_{в}^{n_y}$ от n_y^{α}

уменьшение параметра n_y^a приводит к увеличению по модулю потребных характеристик $X_в^{n_y}$, $P_в^{n_y}$. При значениях $n_y^a \geqslant 10$ потребные характеристики $X_в^{n_y}$, $P_в^{n_y}$ от величины n_y^a практически не зависят. С качественной точки зрения эта закономерность известна. Однако ее количественные отличия для разных случаев не получили достаточного объяснения. Предложенная методика позволяет приближенно решить этот вопрос для различных характеристик самолета и в количественном отношении.

Рассмотрим вопрос об оптимальных характеристиках поперечной управляемости самолета $P_э^{\omega_x}$, $X_э^{\omega_x}$.

Отметим, что параметры $A_{*э}$, $\omega_{*э}$, которые указаны в соотношении (8.20), выбирались по экспериментальным данным, полученным на пилотажном стенде при моделировании полета самолета типа "аэробус" (G = 175 т) с градиентом загрузки штурвала в поперечном канале $P_э^x = 0{,}06$ (даН/мм). Амплитудно-частотные характеристики передаточной функции, входящей в (8.20), которые были определены для оптимальных значений $X_{э\,opt}^{\omega_x}$ и при $\kappa = 14$, приведены на рис.8.13. Видно,

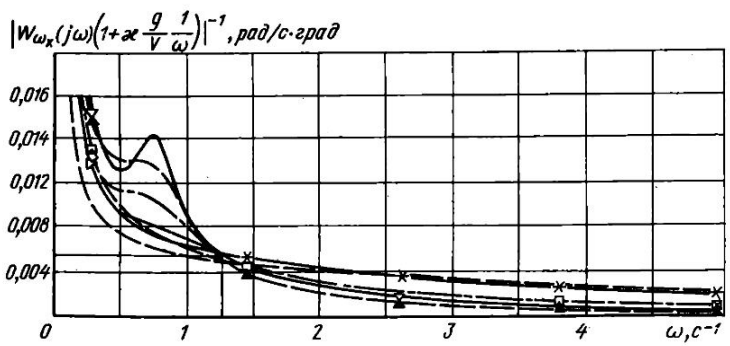


Рис.8.13. Амплитудно-частотные характеристики входящей в А-критерий передаточной функции самолета с оптимальной чувствительностью управления на различных режимах полета

что, несмотря на различие динамических характеристик самолета и режимов полета, АЧХ передаточной функции, входящей в А-критерий (8.20), пересекаются в достаточно узкой области: примерно в одной точке на уровне 8,1 (мм/град) и при частоте $\omega_{*_э} = 1{,}25$ $(с^{-1})$. Этот факт по существу непосредственно подтверждает состоятельность и выражает сущность А-критерия, а именно, что при оптимально выбранных характеристиках чувствительности управления значение амплитудно-частотной характеристики $W_c(j\omega)$ на характерной частоте остается одинаковым независимо от динамических характеристик самолета.

Как расчетные, так и экспериментальные данные показывают, что в связи с уменьшением скорости полета V при переходе с крейсерского режима к режиму полета на высоте круга и далее на режим захода на посадку, потребные величины расходов усилий и перемещений, т.е. $P_{э\,opt}^{\omega_x}$, $X_{э\,opt}^{\omega_x}$, увеличиваются.

На практике часто рассматривают упрощенную передаточную функцию самолета по угловой скорости крена W_{ω_x}, определяемую изолированным движением крена,

$$W_{\omega_x} = \frac{1}{X_э^{\omega}} \frac{1}{T_{кр}p + 1}.$$

Оптимальная чувствительность управления $X_э^{\omega_x}$ в этом случае определяется величиной постоянной времени крена $T_{кр}$.

В этом случае общее выражение (8.20) для расчета оптимальных величин $P_{э\,opt}^{\omega_x}$, $X_{э\,opt}^{\omega_x}$ приводится к следующему виду:

$$X_{э\,opt}^{\omega_x} = \frac{\left(1 + \frac{g}{V}\frac{1}{\omega_{*_э}}\right)}{\sqrt{T_{кр}^2\,\omega_{*_э}^2 + 1}} A_{*_э} \bar{X}_э^{\omega_x}; \quad P_{э\,opt}^{\omega_x} = P_э^{X} X_{э\,opt}^{\omega_x}.$$

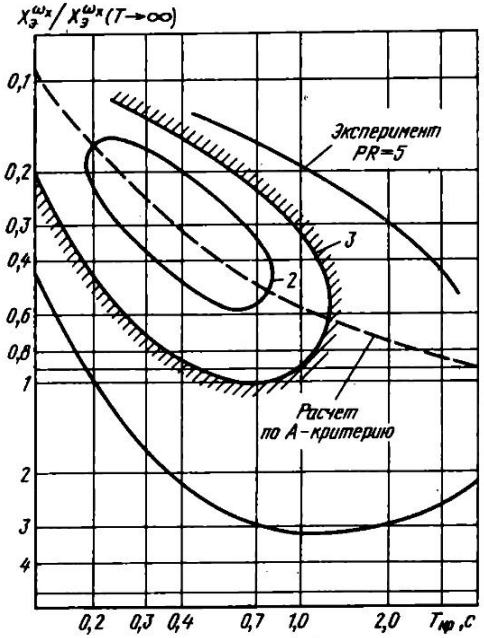


Рис.8.14. Области пилотажных оценок в плоскости параметров чувствительности управления $X_э^{\omega_x}$ и постоянной времени крена $T_{кр}$

Отсюда видно, что при увеличении постоянной времени крена $T_{кр}$ от 0 до 1 с, оптимальные значения $X_{э\,opt}^{\omega_x}$ остаются в первом приближении неизменными, а затем начинают резко уменьшаться, примерно обратно пропорционально величине $T_{кр}$. Все имеющиеся в литературе многочисленные экспериментальные данные по этому вопросу подтверждают эту закономерность по крайней мере в качественном отношении (рис. 8.14).

В заключение отметим, что изложенная методика оценки оптимальных характеристик чувствительности управления имеет приближенный характер, хотя бы потому, что значения входящих в нее параметров были определены на основе ограниченных экспериментальных данных, полученных на пилотажном стенде со штурвалом, имеющим определенные характеристики. Поэтому при ее использовании в каждом конкретном случае в зависимости от особенностей штурвала могут потребоваться экспериментальные исследования по уточнению получаемых результатов. Тем не менее, приведенные результаты и опыт ее практического использования показывают, что она достаточно хорошо учитывает главные факторы, влияющие на выбор оптимальной чувствительности управления, и может быть использована при решении сложной многопараметрической задачи выбора приемлемых характеристик устойчивости и управляемости самолета с тем, чтобы существенно облегчить ее решение, сузить объем необходимых экспериментальных исследований и тем самым сократить сроки и затраты на проектирование и летные испытания самолета.

Глава 9

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТ - ЛЕТЧИК

9.1. Варианты экспериментального оборудования

Исследование характеристик реакций летчика, получение фактических данных в этой области возможны только с привлечением эксперимента на соответствующей экспериментальной базе [7,22].

Для получения достоверных сведений необходим комплекс экспериментальных средств:

летающие лаборатории: самолеты, вертолеты, оборудованные средствами регистрации параметров движения, показаний приборов, отклонений рычагов управления;

наземные средства имитации полета: пилотажные стенды, тренажеры, содержащие рабочее место летчика, оборудованное в соответствии с кабиной экипажа самолета, средства воспроизведения внекабинной визуальной обстановки, средства воспроизведения акцелерационной информации подвижностью кабины;

специальная аппаратура для измерения и регистрации функционирования летчика и его физиологического состояния;

вычислительные средства, необходимые для сбора, обработки экспериментальной информации и моделирования условий полета.

Разумеется речь не идет об обязательном и одновременном задействовании всего состава летных, наземных и других аппаратных средств для решения любых исследовательских задач. Для исследования отдельных характеристик действий летчика, например, для изучения запаздывания простой реакции на появление сигнала, могут быть использованы и простые экспериментальные средства.

Наибольшие проблемы возникают при организации летного эксперимента, который трудоемок и дорог. Однако высокие требования к экономичности, эффективности и надежности летательных аппаратов, а

также высокая плата за недостаточную отработанность технических решений, определяющих эти факторы, делают летный эксперимент не только экономически оправданным, но в ряде случаев единственно возможным средством для получения результата. Здесь и далее речь пойдет не о летных испытаниях конкретных образцов летательной техники, как абсолютно необходимой стадии процесса их создания и эксплуатации, а имеется в виду область фундаментальных и поисковых исследований с применением специально оборудованных летающих лабораторий, в том числе лабораторий для изучения проблем управления пилотируемых летательных аппаратов. Среди них одной из важнейших по условиям безопасности полета является проблема согласования характеристик устойчивости и управляемости самолетов, вертолетов, космопланов с возможностями человека по их управлению. При этом, очевидно необходимой является задача исследования самих этих возможностей и именно в условиях действия факторов реального полета.

Создание летающих лабораторий для решения как данной задачи, так и других в рамках проблемы управления полетом, в свою очередь, является научно-техническим направлением работ, в содержание которых входят:

выбор или создание летательного аппарата с аэродинамическими, летно-техническими и другими характеристиками, позволяющими считать летающую лабораторию генеральным представителем того класса летательных аппаратов, на который должны быть распространены результаты летных исследований;

оборудование летающей лаборатории техническими средствами, обеспечивающими возможность изменять ее пилотажные характеристики в пределах представляемого класса аппаратов, в том числе возможность соответствующего изменения характеристик устойчивости и управляемости;

оборудование летающей лаборатории средствами измерения, регистрации и обработки экспериментальных данных;

создание технических средств информационного обмена борта с землей как для передачи летных данных с целью последующего использования и дальнейшей более глубокой обработки, в том числе получения характеристик летчика, так и для управления ходом эксперимента непосредственно в полете.

Летные исследования являются самостоятельным крупным научным направлением, содержание и методология которого отражены в соответствующей литературе.

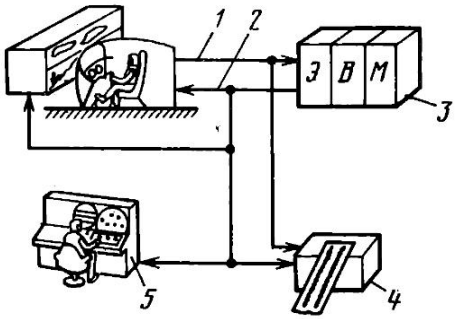


Рис.9.1. Структура пилотажного стенда или тренажера:
1 - отклонения рычагов управления; 2 - координаты самолета; 3 - вычислитель динамики самолета; 4 - регистрирующая аппаратура; 5 - пульт инструктора

Летный эксперимент обладает неоспоримым преимуществом в части обеспечения достоверности результатов. Тем не менее основной объем информации о характеристиках летчика как управляющего звена в замкнутом контуре самолет - летчик получают фактически на наземных средствах имитации полета. Это является следствием не только экономических соображений, большей доступностью и мобильностью наземных средств, но также и тем, что по условиям безопасности далеко не все исследования динамики летчика допустимо проводить в реальном полете. Этому могут препятствовать воспроизводимые режимы полета, например, отказы самолетных систем, штопор; применяемые методы исследований, в том числе гипноз, фармакологические воздействия; технические средства, размещаемые непосредственно на летчике, так или иначе ограничивающие его возможности пилотирования.

Для того чтобы наземные средства имитации полета могли служить инструментом исследования летчика как динамического звена в контуре управления самолетом, они должны удовлетворять достаточно жестким требованиям, которые являются основным предметом рассмотрения в данном разделе.

Наземные средства имитации полета можно разделить на две группы: авиационные тренажеры (АТ) и пилотажные стенды (ПС).

Авиационные тренажеры и пилотажные стенды сходны по своей структуре, представленной на рис.9.1. Принципиальным является то, что все элементы АТ и ПС объединены в замкнутый контур управления, аналогичный реальному замкнутому контуру самолет - летчик. Принципиально различие в назначении АТ и ПС, что находит свое отражение в конкретном облике составляющих их элементов. Авиационный тренажер в части управления полетом является аналогом конкретного самолета и средством обучения летчика пилотированию этим са-

молетом. Поэтому кабина экипажа должна быть оборудована в точном соответствии с конкретным самолетом-прототипом. Вычислитель динамики по быстродействию, объему памяти и другим параметрам должен быть достаточным для воспроизведения процесса движения конкретного самолета, но иметь в этой части минимальную избыточность по соображениям минимальной стоимости. Тот же принцип действует в отношении аппаратуры регистрации и диагностики результатов полета, которая должна быть минимально достаточной для оценки процесса и результатов обучения. Из изложенного следует, что возможности изучения динамических характеристик летчика на авиационном тренажере сильно ограничены. Существенно большими возможностями в этом отношении обладают пилотажные стенды, которые предназначены для экспериментального исследования и отработки технических решений в области ручного управления полетом (требования к пилотажным характеристикам самолетов, выбор характеристик устойчивости и управляемости проектируемых конкретных самолетов, отработка принципов функционирования конкретных автоматических систем управления).

ПС должен обеспечивать воспроизведение полета разных самолетов на большом многообразии режимов полета.

В соответствии с назначением кабина экипажа пилотажного стенда должна содержать оборудование под определенный класс самолетов, допускать его оперативную модификацию, изменение характеристик в широком диапазоне. Вычислитель динамики должен обладать избыточностью по быстродействию, объему памяти, составу периферийного оборудования.

Эти обстоятельства создают широкие возможности изучения характеристик управляющих действий летчика, их зависимости от свойств летательного аппарата, режима полета, пилотажной задачи, обобщений результатов. Свободные мощности вычислительной техники позволяют развить достаточно глубокие методы машинной обработки результатов эксперимента с накоплением и архивацией полученных данных.

Чтобы перечисленные общие возможности могли быть реализованы, системы пилотажных стендов и тренажеров, как имитаторов полета, должны удовлетворять определенным требованиям.

9.2. Системы имитации визуальной обстановки

Через зрительный канал летчик получает основной объем информации об условиях полета.

Визуальную обстановку можно разделить на внутрикабинную и внекабинную.

Внутрикабинную обстановку (интерьер) составляют пилотажно-навигационные приборы, приборы контроля работы двигателя и других систем, световые табло, рычаги управления, пульты задания режимов работы систем управления самолетом и другое оборудование.

Принципиальная проблема создания внутрикабинной обстановки при наличии всех необходимых натурных самолетных приборов и агрегатов состоит в согласовании входных управляющих сигналов с выходными сигналами вычислительных машин, моделирующих движение самолета. Такие сигналы, как правило, оказываются заданными в различных стандартах. Эта техническая задача решается различными способами, в том числе путем создания специальных приборов имитаторов, работающих от электрических сигналов.

Значительно больше проблем возникает при имитации внекабинной визуальной обстановки, т.е. наблюдаемой летчиком картины окружающего самолет пространства.

Имитация внекабинной обстановки осуществляется размещением перед макет-кабиной в поле зрения летчика некоторого экрана, на котором создается подвижное изображение местности, соответствующей реально наблюдаемой из кабины самолета.

По состоянию картины на экране, изменению структуры и движению летчик судит об ориентации самолета относительно земли и его движении.

При имитации внекабинной визуальной обстановки необходимо соблюдать определенные критерии подобия, которые можно разделить на четыре класса:

геометрические, т.е. условия правильности структуры создаваемой перед летчиком картины пространства вне самолета;

динамические, т.е. условия правильности создания иллюзии движения самолета путем движения и изменения картины внешнего пространства;

психофизиологические, т.е. условия, которые обеспечивают правильную работу зрительного аппарата летчика;

энергетические, т.е. условия, связанные с характеристикой световых потоков, идущих от разных предметов внекабинного пространства (общая яркость, контраст, цветность).

При имитации полета на стенде нельзя ставить задачу обеспечения точного соответствия полету, т.е. полной эквивалентности, так как это практически недостижимо. Необходимо исходить из требования неразличимости, которое с учетом порогов восприятия всех органов чувств человека приводит к понятию точности, количественные характеристики которой определяют степень сходства имитируемых и натурных условий полета.

9.2.1. Общие принципы построения систем имитации визуальной обстановки на пилотажных стендах и тренажерах

Практика и опыт работы с системами визуализации показали, что большой диапазон условий полета, широкие области применения пилотируемых летательных аппаратов, обширный класс задач динамики не позволяют при создании пилотажных стендов и тренажеров ограничиться каким-либо одним типом системы имитации визуальной обстановки. Поэтому в зависимости от решаемых задач для имитации внекабинных визуальных условий полета применяются разные устройства, действующие на различных физических и технических принципах.

Распространение, особенно на тренажерах, получили телевизионные системы имитации визуальной обстановки [26]. Их принцип действия пояснен с помощью рис.9.2.

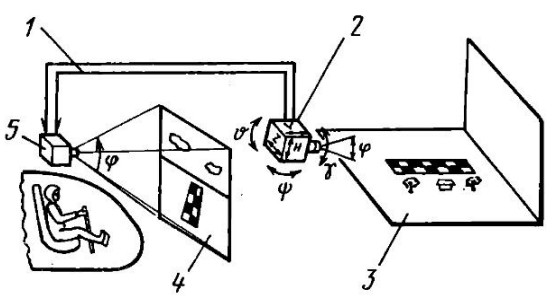


Рис.9.2. Телевизионный имитатор визуальной обстановки:
1 - телевизионный сигнал; 2 - передающая камера; 3 - макет аэродрома; 4 - экран

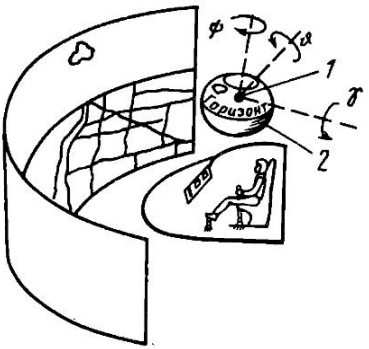


Рис.9.3. Теневой имитатор визуальной обстановки:
1 - точечный источник света; 2 - диапозитив

Изображение местности снимается с макета передающей телевизионной камерой и проецируется телевизионным проектором на экран, расположенный перед пилотажной кабиной тренажера. Передающая камера и ее оптическая система перемещаются относительно макета местности по шести степеням свободы в соответствии с имитируемым движением самолета. Это перемещение осуществляется электромеханическими следящими системами по сигналам изменения координат самолета (L, H, Z, ϑ, γ, ψ), которые вычисляются на ЭВМ по уравнениям движения самолета. Такая телевизионная система визуализации позволяет летчику в кабине тренажера наблюдать на экране подвижную картину, сходную с картиной, наблюдаемой в реальном полете, и получить зрительное ощущение движения самолета.

Другим способом создания на экране движущейся картины является способ теневой проекции [27], когда объемный макет местности или диапозитив просвечивается точечным источником света. Если диапозитив или точечный источник света перемещать, то на экране возникает движущееся изображение.

Достоинствами теневой проекции являются простота и возможность применения диапозитива практически любой формы. Выбирая диапозитивы сферического типа, можно проецировать изображение на сферические или цилиндрические экраны, т.е. создавать имитаторы визуальной обстановки с большим (как на самолете) углом зрения (рис.9.3).

Последнее из упомянутых обстоятельств является принципиальным. Другие возможные способы создания изображений с такими же углами обзора требуют для реализации чрезмерно больших материальных затрат.

Данное обстоятельство послужило причиной широкого применения теневых проекторов внекабинной визуальной обстановки на стендах и тренажерах [7], где воспроизводится сваливание, што-

пор, полет при отказах техники, маневренный полет. Доказано, что в этих случаях для правильного моделирования полета необходимо показывать летчику внекабинную обстановку с боковыми углами обзора до $\pm 90^{\circ}$.

9.2.2. Геометрическое подобие

Представим себе самолет, летящий над поверхностью земли, некоторую картинную поверхность перед ним, фиксированную в связанных с самолетом осях OXYZ и заданную в них уравнением $\Phi(X,Y,Z)= 0$ (рис. 9.4).

Пусть глаза летчика образуют точечный зрительный центр и в этот центр помещено начало связанной с самолетом системы координат. Все, что увидит летчик на картинной поверхности, будет центральной проекцией земных предметов на эту поверхность с центром проектирования в глазах летчика.

Заменим теперь мысленно самолет кабиной стенда, картинную поверхность - экраном. Если на экране воспроизвести обстановку, наблюдаемую в полете в картинной поверхности, то зрительно возникнет иллюзия полета. Таким образом, законы построения изображений в имитаторах визуальной обстановки должны быть основаны на законе центрально-проективного преобразования. Последний кратко может быть выражен соотношением

$$\mathbf{r} \times \mathbf{R} = 0; \qquad (9.1)$$

$$\Phi(X, Y, Z) = 0, \qquad (9.2)$$

где $\mathbf{R}$ - радиус-вектор любой земной точки в связанной системе координат; $\mathbf{r}$ - радиус-вектор ее проекции на картинную поверхность; $\mathbf{r}$ и $\mathbf{R}$ - коллинеарные векторы.

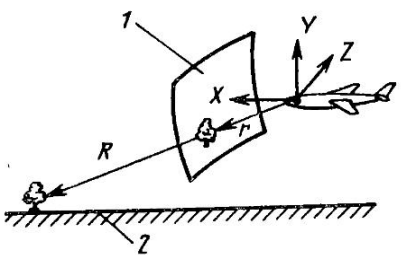


Рис. 9.4. Геометрическое подобие из реальной и имитирующей визуальной обстановки:
1 - картинная поверхность; 2 - земная поверхность

Очевидно, что центрально-проективные преобразования сохраняют угловые размеры оригинала и его изображения, наблюдаемые из центра проекции.

9.2.3. Динамическое подобие

Рассмотрим контур регулирования замкнутой системы самолет - летчик. В наземных стендовых условиях по сравнению с реальным полетом эти контуры отличаются, как показано на рис.9.5, дополнительным звеном, оценивающим динамику системы имитации визуальной обстановки.

Летчик, совершая "полет" на стенде или тренажере, воспринимает модель самолета и систему визуализации как единое целое. Поэтому неидеальности в системе визуализации, которые делают ее передаточную функцию отличной от единицы, летчик отнесет на счет свойств самолета. При исследованиях на пилотажном стенде это приводит, как правило, к ошибкам оценивания летчиком пилотажных качеств самолета.

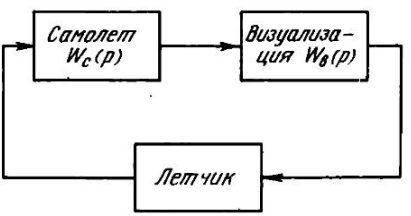


Рис.9.5. К вопросу о динамическом подобии имитируемой и реальной визуальной обстановки

Специальные исследования [26] показали, что динамические запаздывания в системах имитации визуальной обстановки (ИВО) не должны превышать 0,05 с. Нелинейные искажения типа зоны нечувствительности, люфта, которые определяют статическую точность системы по углам, не должны превышать $0{,}05^\circ$. Превышение указанных значений заметно изменяет характеристики моделируемого движения самолета и может привести к значительным ошибкам в результатах исследований.

9.2.4. Психофизиологические условия подобия

При разработке и использовании систем имитации визуальной обстановки необходимо учитывать особенности работы зрительного аппарата человека, среди которых основными являются аккомодация, конвергенция, стереоскопичность (см.гл.5).

По диапазону действия, как уже отмечалось в гл.5, все три механизма существенно различны. Настройка на практическую бесконечность наступает с расстояний 1,8 м по аккомодации, 6 м - по конвергенции и 250 м - по стереоскопичности зрения.

Предъявляемая летчику визуальная информация не должна входить в противоречие с этими особенностями. Так, экраны с изображением планов, удаленных на сотни метров и более, не следует размещать ближе 5-6 м от летчика. При установке телевизионных экранов посадочной системы визуализации без специальной оптики, непосредственно перед остеклением кабины не будет создаваться ощущение глубины пространства. Это может снизить точность ориентации летчика по отношению к взлетно-посадочной полосе. Применяемые для этого случая оптические системы не должны вводить в противоречие механизмы аккомодации и конвергенции во избежание утомления глаз.

Для обеспечения комфортных условий по зрению при использовании в системах визуализации электронно-лучевых трубок получили распространение коллимационные системы с оптической схемой, которые построены так, что изображение на электронно-лучевой трубке глаз видит как отнесенное на бесконечное удаление. При этом искажений не возникает при перемещениях глаза в сфере диаметром 300 мм.

Наряду с особенностями работы зрительного аппарата человека необходимо также принимать во внимание фактор широты поля зрения ψ.

Телесный угол ясного видения человеческого глаза составляет всего $\pm 3^\circ$ и определяется пятном ясного видения на сетчатке глаза. Поэтому для восприятия различных предметов и изображений необходимо изменить направление взгляда (линию визирования). Поворотом глаз обеспечивается поле зрения до $\psi = \pm 90^\circ$, с поворотом головы оно увеличивается до $\psi = \pm 130^\circ$.

Опыты, проведенные на пилотажных стендах, показывают, что летчик может эффективно использовать возможности широкого поля зрения. Так, переход от угла обзора $\pm 40^\circ$ по горизонтали к углу $\pm 90^\circ$ увеличивает точность стабилизации изолированного движения крена самолета в 1,5 раза.

Все это свидетельствует о необходимости согласования воспроизводимого угла обзора с существом решаемой задачи. Так, если исследуется возможность пилотирования самолетом на режимах сваливания, где основная задача летчика - предупредить развитие крена, необходимо применение широкоугольных систем имитации визуальной обста-

новки до углов обзора по горизонтали $\pm 90^{\circ}$. В задачах, где летчик загружен большим объемом работы или его взгляд должен быть фиксирован в основном вперед (например, имитация заправки в воздухе), по-видимому, допустимы небольшие углы обзора.

9.2.5. Современные системы имитации визуальной обстановки

В настоящее время в системах имитации визуальной обстановки все большее распространение приобретает синтез изображений на электронно-лучевых трубках с помощью ЭВМ и специальных, создаваемых для этой цели вычислителей. Телевизионное изображение движущейся относительно самолета и наблюдаемой летчиком местности в таких системах создается расчетным путем по законам геометрической оптики.

Для того чтобы оценить возникающие при этом вычислительные проблемы, рассмотрим относительно простую задачу синтеза телевизионного изображения плоской поверхности аэродрома.

В условиях рис.9.6 будем считать, что картинная поверхность $\Phi(x,y,z) = 0$ представляет собой плоскость, перпендикулярную связанной оси $\bar{O}\bar{X}$ и отстоящую от глаз летчика на расстоянии P. Уравнение поверхности экрана (9.2) будет в данном случае иметь вид $x - P = 0$.

Поместим земную систему координат $OX_g Y_g Z_g$ началом на переднем срезе взлетно-посадочной полосы так, что OX_g образует осевую линию ВПП, а ось OY_g направлена вертикально вверх. Положение точек a на картинной плоскости будем определять координатами $Y_э$, $Z_э$. Начало системы координат $OY_э Z_э$ поместим в точке пересечения оси OX с картинной плоскостью. Векторному соотношению (9.1) соответствуют уравнения:

$$\begin{aligned} R_y r_z - R_z r_y &= 0; \\ R_z r_x - R_x r_z &= 0; \\ R_x r_y - R_y r_x &= 0 \end{aligned} \qquad (9.3)$$

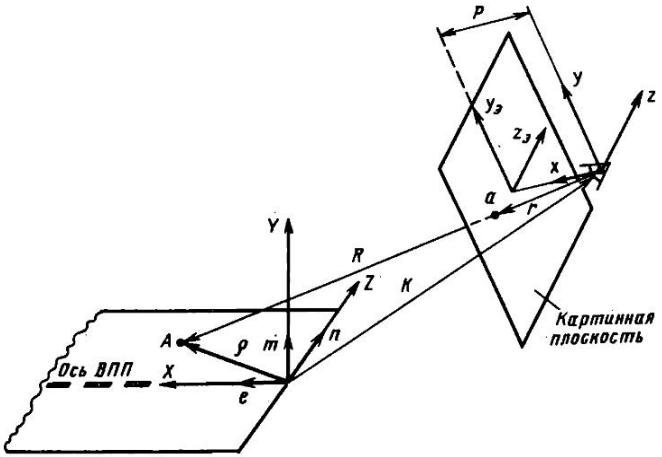


Рис.9.6. Связь координат элементов реальной обстановки с координатами их изображения на плоском экране

для проекций векторов R и r на оси OXYZ. Очевидно, что

$$r_y = Y_э,\ r_z = Z_э \text{ и } r_x = P. \qquad (9.4)$$

Если уравнения (9.3) рассматривать как систему для определения R_x, R_y, R_z, то определитель

$$\begin{vmatrix} 0 & -r_y & r_z \\ r_x & 0 & -r_z \\ -r_x & r_y & 0 \end{vmatrix} = 0.$$

Значит на основании соотношений (9.3) и (9.4) можно записать два равенства

$$R_y / R_x = Y_э / P;\quad R_z / R_x = Z_э / P. \qquad (9.5)$$

Положение точки A в земной системе координат определим вектором ρ, проведенным из начала $O_g X_g Y_g Z_g$ в точку A. Для проекций этого вектора на оси земной системы введем обозначения ρ_x, ρ_z.

Положение самолета в земной системе координат будем характеризовать вектором K, имеющим проекции $K_x = -L$, $K_y = H$, $K_z = Z$ на оси земной системы координат.

Из рис.9.6 непосредственно следует, что выполняется векторное равенство

$$\rho = K + R, \tag{9.6}$$

которое в матричном представлении с учетом соотношений (9.5) имеет вид

$$\begin{bmatrix} \rho_x \\ 0 \\ \rho_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -L \\ H \\ Z \end{bmatrix} + R_x \begin{bmatrix} l_x & l_y & l_z \\ m_x & m_y & m_z \\ n_x & n_y & n_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{Y_s}{p} \\ \frac{Z_s}{p} \end{bmatrix}. \tag{9.7}$$

Здесь компоненты матрицы

$$\begin{bmatrix} l_x & l_y & l_z \\ m_x & m_y & m_z \\ n_x & n_y & n_z \end{bmatrix}$$

есть проекции ортов l, m, n земной системы координат на оси связанной с самолетом системы координат OXYZ.

Из уравнения (9.7) следуют равенства:

$$R_x = \frac{H}{m_x + m_y \frac{Y_s}{P} + m_z \frac{Z_s}{P}}; \tag{9.8}$$

$$\rho_x = H \frac{l_x + l_y \frac{Y_s}{P} + l_z \frac{Z_s}{P}}{m_x + m_y \frac{Y_s}{P} + m_z \frac{Z_s}{P}} - L; \tag{9.9}$$

$$\rho_z = H\,\frac{n_x + n_y\frac{Y_э}{P} + n_z\frac{Z_э}{P}}{m_x + m_y\frac{Y_э}{P} + m_z\frac{Z_э}{P}} + Z, \qquad (9.10)$$

которые устанавливают связь между координатами ρ_x, ρ_z точки A в земной системе координат и координатами $Y_э$, $Z_э$ точки a в картинной плоскости.

Представим теперь, что картинная плоскость заменена телевизионным экраном. Строчная $Z_э(t)$ и кадровая $Y_э(t)$ телевизионные развертки порождают сканирование вектора ρ по поверхности аэродрома в соответствии с соотношениями (9.9) и (9.10). Для формирования телевизионной картины каждой паре ρ_x, ρ_z должна быть сопоставлена и преобразована в видеосигнал световая характеристика соответствующей точки поверхности аэродрома.

При цифровом методе синтеза эта характеристика может храниться в памяти вычислителя и выбираться по адресу, определяемому кодами ρ_x и ρ_z, или формироваться по упомянутым кодам.

Для сокращения объема памяти вычислителя может быть использована пространственная периодичность задания световых характеристик ВПП и земной поверхности.

Изложенный материал позволяет оценить требования к быстродействию цифрового синтезатора телевизионной картины.

При обычной телевизионной развертке по 625 строк в кадре разумно рассчитывать на разрешение не более 512 строк и соответственно 512 точек в строке.

Требования по быстродействию вычислителя определяются скоростью развертки 15625 строк в секунду (25 кадров в секунду, в кадре 625 строк). При разрешении 512 точек по строке синтезатор должен выполнять 8 млн вычислительных циклов в секунду. При этом в каждом из них должен быть проведен расчет для ρ_x, ρ_y, произведена выборка из памяти соответствующего числа со световой характеристикой и преобразование этой характеристики в телевизионный сигнал.

В целом загрузку цикла вычислительными операциями следует оценить величиной не менее 25 операций на цикл. При упомянутой часто-

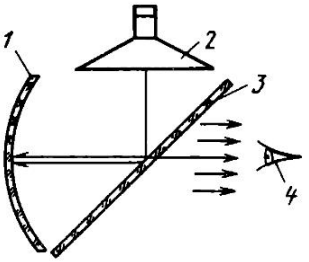


Рис.9.7. Оптическая система проецирования изображения на экран: 1 - сферическое зеркало; 2 - кинескоп; 3 - полупрозрачное зеркало; 4 - глаз наблюдателя

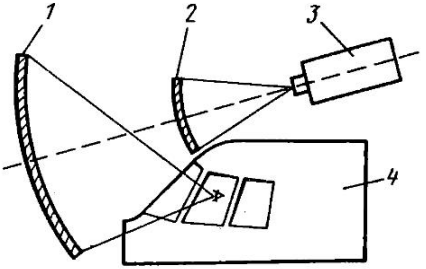


Рис.9.8. Оптическая система фирмы Редифьюжен: 1 - сферическое зеркало; 2 - просветный сферический экран; 3 - телепроектор; 4 - кабина экипажа

те следования циклов быстродействие вычислителя должно составлять 200 млн операций в секунду.

Очевидно, что необходимо искать способы реализации требуемого быстродействия, например, распараллеливанием вычислений или искать способы сокращения объема вычислений.

Для представления летчику синтезированной телевизионной картины аэродрома используются специальные оптические системы. Устройство одной из них показано на рис.9.7. Летчик через сферическое зеркало видит расположенный в фокальной поверхности этого зеркала телевизионный экран. При этом наблюдается изображение, спроецированное на бесконечность. Угловые размеры наблюдаемых предметов в таком случае будут характеризоваться отношением $Y_э / r_ф$, где $Y_э$ - размер изображения на телеэкране; $r_ф$ - фокусное расстояние сферического зеркала. Таким образом, использованный ранее геометрический размер P в данном случае равен $r_ф$.

Оптическая схема другой системы, разработанной фирмой Редифьюжен [58], представлена на рис.9.8. В этой системе телевизионное изображение, спроецированное на промежуточный полупрозрачный экран, рассматривается летчиком через сферическое зеркало. Такая конструкция также обеспечивает перепроекцию наблюдаемого изображения на бесконечное удаление и, кроме того, позволяет на промежуточном экране объединять в одном кадре изображения нескольких телевизионных проекторов, чем достигается расширение углов обзора представляемой летчику картины аэродрома.

9.3. Имитация усилий на рычагах управления

Усилия на рычагах управления самолетом являются фактором, существенно влияющим на пилотажные характеристики самолета. Подробнее этот вопрос рассмотрен в гл.8.

На самолете с безбустерной системой управления усилия на рычагах управления определяются шарнирными моментами органов управления. При необратимом бустерном управлении усилия на рычагах управления создаются пружинами со специально подбираемыми характеристиками или специальными электрогидравлическими автоматами усилий.

Усилия на рычагах управления связаны не только с действием средств загружения. Инерционность механической проводки при ускоренном движении рычагов проявляется в виде соответствующих усилий. Кроме того, трение и люфты в механической проводке управления самолетом также проявляются в виде соответствующих усилий на рычагах управления.

В бустерных механических системах управления максимально возможные скорости движения штоков гидроусилителей ограничивают скорость перемещения рычагов управления. Попытка перемещения рычагов управления со скоростями, превышающими максимально возможные, вызовет дополнительный рост усилий на рычагах (упор в бустер). Перемещения рычагов также ограничены механически. Попытка перейти это ограничение связана с упором в него и приложением соответствующего усилия.

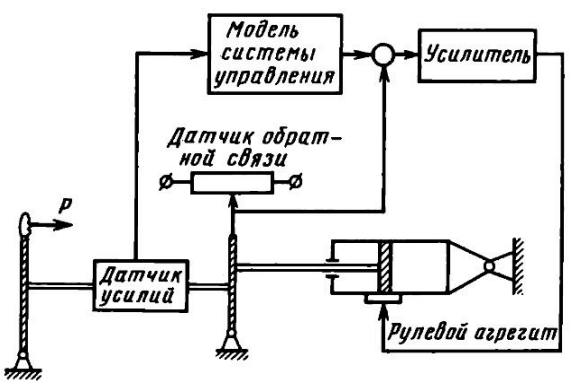


Рис.9.9. Принципиальная схема электрогидравлической системы загрузки

Все указанные силовые факторы, в совокупности определяющие полное усилие на рычагах управления, существенно влияют на пилотажные характеристики самолета и поэтому должны воспроизводиться на пилотажных стендах. Методы их воспроизведения могут быть различными. Одним из методов является установка на стенде натурных агрегатов самолетной системы управления или эквивалентных им механических макетов. Недостатком такого метода является трудность достаточно быстрого изменения характеристик загрузки рычагов управления. Но именно это, как правило, необходимо при проведении исследований с целью наземной отработки пилотажных характеристик самолета и характеристик летчика.

Поэтому на пилотажных стендах нашел применение другой метод. Он состоит в использовании электрогидравлической следящей системы загрузки рычагов управления.

Схема одного из каналов электрогидравлической системы загрузки рычагов управления, поясняющая принцип ее действия, приведена на рис.9.9.

Усилие P, прикладываемое летчиком к рычагу управления, воспринимается датчиком усилий. Электрический сигнал датчика, пропорциональный усилию, поступает на модель, которая имитирует динамику системы управления исследуемого самолета. Сформированный на модели сигнал через усилитель подается для отработки на исполнительный орган системы - электрогидравлический рулевой агрегат, который перемещает рычаг управления.

9.4. Имитация перегрузок и угловых ускорений

Моделирование перегрузок и угловых ускорений представляет собой одну из главных проблем современных пилотажных стендов и тренажеров. Для ее решения необходимо не только совершенствование средств имитации, но и дальнейшее изучение роли перегрузок и угловых ускорений в различных задачах пилотирования, изучение возможностей различных методов их моделирования, обоснование требований, которым должны удовлетворять средства имитации акцелерационных условий полета. Эти методические вопросы, имеющие непосредственное отношение к изучению управляющих свойств летчика здесь и рассматривались.

9.4.1. Общие сведения и рекомендации по моделированию перегрузок и угловых ускорений

В гл.4 показано, что для широкого круга задач воздействие перегрузок и угловых ускорений оказывает значительное влияние на управляющие действия летчика и другие виды его реакции. В связи с этим правильное их моделирование при экспериментальных исследованиях системы самолет - летчик может существенно приблизить имитируемые условия к реальным и повысить точность получаемых результатов.

Наиболее эффективным и поэтому широко используемым средством моделирования в наземных условиях перегрузок и угловых ускорений на всех режимах полетов неманевренных и маневренных самолетов с перегрузками до 2-3 единиц является использование системы подвижности кабины летчика. Для моделирования режимов полета маневренных самолетов с перегрузками большими 2-3 единиц иногда используются центрифуги. В связи с высокой стоимостью центрифуги и относительно небольшим числом таких режимов полета количество этих центрифуг крайне ограничено. Следует отметить, что достоинство систем подвижности кабины и центрифуг, как средств моделирования акцелерационных условий, состоит в том, что с их помощью перегрузки и угловые ускорения (пусть даже несколько искаженные) создаются также, как и в реальном полете, за счет ускоренных движений кабины и изменения ее ориентации относительно вектора тяжести. Другие способы и средства имитации акцелерационных условий (использование регулируемых по сигналам перегрузок и угловых ускорений изменений давления в противоперегрузочном костюме, изменений натяжения привязных ремней, давления в специальных камерах (подушках), расположенных на сидении и спинке кресла, изменений яркости изображения на экране при больших перегрузках и др.) непосредственно не оказывают воздействия на органы вестибулярной системы. Они лишь косвенно имитируют некоторые эффекты, сопутствующие воздействию на летчика перегрузок и угловых ускорений. Эти способы имитации еще мало разработаны, не столь эффективны, как системы подвижности кабины, и не получили широкого применения.

Известны различные системы подвижности кабины, отличающиеся конструкцией, пределами перемещений и другими характеристиками. В настоящее время в нашей стране и за рубежом серийно выпускаются

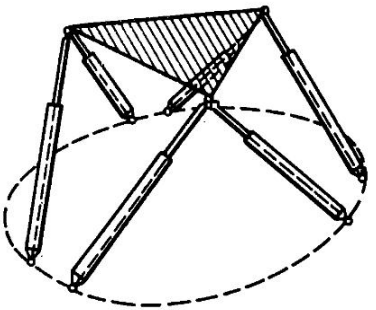


Рис.9.10. Схема шестистепенной системы подвижности кабины синергетического типа

только системы подвижности кабины так называемого синергетического типа в двух вариантах исполнения. Первый - для воспроизведения движения кабины по трем, а второй - по шести степеням свободы. Такая система представляет собой подвижную платформу с кабиной летчика, которая опирается в трехстепенном исполнении на три, а в шестистепенном исполнении (рис.9.10) - на шесть одинаковых гидроприводов. Перемещения по каждой степени свободы реализуются здесь за счет одновременной работы по определенным кинематическим законам всех этих гидроприводов (отсюда термин синергетический - от латинского **synergetic** - одновременно работающий). Диапазоны перемещений штоков гидроцилиндров у известных систем подвижности такого типа не превышают 2 м. Реализуемые такими системами подвижности диапазоны перемещений кабины по изолированным линейным степеням свободы не превышают ±1,5 м [54].

В связи с тем, что в системах синергетического типа максимальные отклонения кабины по одним координатам значительно зависят от значения других координат, то возможные диапазоны линейных перемещений кабины при моделировании перегрузок и угловых ускорений одновременно по всем степеням свободы значительно меньше указанного диапазона.

Сложность и стоимость создания систем подвижности резко возрастают при увеличении возможных ходов кабины. В связи с этим большие по сравнению с указанными хода кабины обеспечиваются лишь в редких случаях. Известны несколько пятистепенных систем подвижности кабины рычажного типа, которые обеспечивают перемещение кабины по высоте и в боковом направлении до ±3,5 м; шестистепенной стенд **TSA** центра **NASA** им.Эймса (США), обладающий возможностью больших боковых перемещений (более 12 м); и ограниченное число других установок с достаточно большими ходами кабины, характеристики которых приведены в [54].

Существенными факторами, влияющими на качество моделирования акцелерационных условий, являются также линейные (амплитудно-фа-

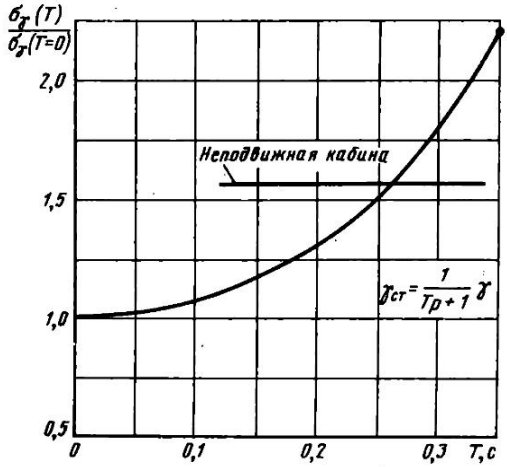


Рис.9.11. Зависимость ошибки стабилизации крена от постоянной времени системы подвижности кабины

зовые) и нелинейные искажения воспроизводимого движения. Линейные искажения связаны с инерционностью приводов системы подвижности, которая при аппроксимации их динамики апериодическим звеном $W = 1/(Tp+1)$ может быть определена в терминах постоянной времени T. Экспериментальные исследования показали, что допустимая величина T не должна превышать 0,05 с. В противном случае на стенде с подвижной кабиной может происходить значительное искажение характеристик действий летчика и процессов пилотирования в целом. Это видно, например, из зависимости ошибки стабилизации крена от величины постоянной времени системы подвижности, приведенной на рис.9.11.

Нелинейные искажения воспроизводимого на стенде углового движения целесообразно оценивать по точности отработки угловых скоростей, а поступательного движения - по точности воспроизведения перегрузок, так как по этим параметрам удобно сравнивать такие искажения с величинами порогов чувствительности человека к акцелерационным воздействиям. Для того чтобы ошибки в отработке угловых скоростей и перегрузок не сказывались на качестве моделирования полета достаточно, чтобы они были меньше соответствующих порогов чувствительности летчика, величины которых приведены в гл.5.

В связи с ограниченными возможностями системы подвижности кабины при постановке экспериментов на пилотажных стендах необходимо учитывать следующее.

1. Перегрузки и угловые ускорения можно не моделировать, если их величины не превосходят порогов чувствительности к ним летчика.

Анализ летных данных показывает, что на режимах основного применения тяжелых пассажирских самолетов (без отказов в системе управления и при отсутствии сильной турбулентности) угловые скорости, как правило, не превышают порогов чувствительности к ним человека, а следовательно, могут не имитироваться на стендах при исследованиях таких режимов полета.

2. Ускорения, которые по фазе опережают управляемую координату на угол, меньший 90°, не оказывают благоприятного влияния на пилотирование.

Например, в задаче стабилизации тангажа самолета с малым выносом кабины 1 относительно центра тяжести роль дополнительной информации от переменных перегрузок, которые при этом возникают, несущественна, так как в значительном частотном диапазоне $\omega \geqslant \bar{Y}^{a}$, существенном для пилотирования, перегрузка практически пропорциональна углу тангажа. Действительно, динамическая связь перегрузки в месте расположения экипажа n_{y_k} с углом тангажа ϑ при малой эффективности рулевых поверхностей определяется передаточной функцией

$$\frac{n_{y_k}}{\vartheta} = \frac{p\left(\frac{1}{g}p^2 + \frac{1}{g}\bar{Y}^{a}p + n_y^{a}\right)}{p + \bar{Y}^{a}}.$$

При $1/g \ll 1$ это выражение можно записать в виде

$$\frac{n_{y_k}}{\vartheta} = \frac{n_y^{a}p}{p + \bar{Y}^{a}}.$$

Отсюда следует, что при частотах $\omega \geqslant \bar{Y}^{a}$ перегрузка практически пропорциональна углу тангажа.

Ускорения помогают пилотированию обычно тогда, когда они опережают управляемую координату по фазе не менее чем на 90° или более, как, например, при управлении креном.

3. Необходимо учитывать, что действие перегрузки или углового ускорения по одной степени свободы может оказывать влияние на пилотирование по другой степени свободы.

Например при моделировании продольного движения самолета угловые ускорения кабины по тангажу обычно не оказывают благоприят-

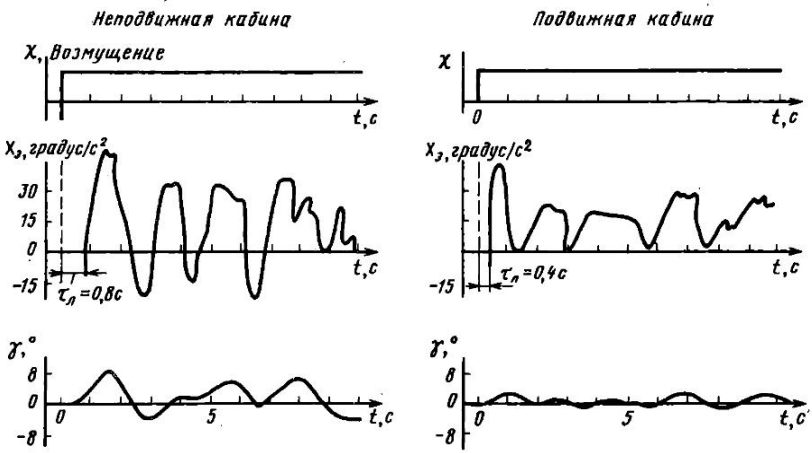


Рис.9.12. Осциллограммы типичных процессов парирования летчиком ступенчатого возмущения при неподвижной и подвижной кабине стенда

ного влияния на стабилизацию тангажа, так как их восприятие летчиком затрудняется из-за одновременно действующих нормальных перегрузок. Поэтому при моделировании полета на стенде, обладающем только угловой подвижностью кабины, можно получить неправильные результаты.

4. Акцелерационное воздействие, как источник полезной информации о движении самолета, существенно в задачах стабилизации при воздействии внешних возмущений и отказов в системе управления. Это видно, например, из приведенных на рис.9.12 осциллограмм типичных процессов парирования летчиком ступенчатого возмущения при неподвижной и подвижной кабине стенда.

5. Заметное улучшение соответствия результатам летного эксперимента достигается за счет введения подвижности кабины, если моделируемые спектры угловых и линейных ускорений лежат в диапазонах соответственно 1-4 (1/с) и 0,5-2 (1/с). Составляющие перегрузок и угловых ускорений с частотным составом, расположенным вне этих диапазонов частот, обычно не оказывают положительного влияния на качество пилотирования (рис.9.13 и 9.14).

6. Имитация перегрузок и угловых ускорений необходима в тех случаях, когда проводится исследование самолета с ухудшенными (особенно неудовлетворительными) характеристиками управляемости.

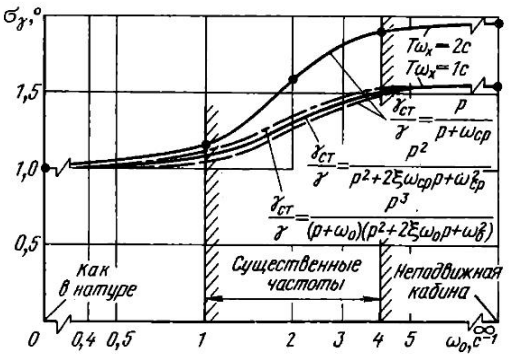


Рис.9.13. Влияние частоты среза $\omega_{ср}$ низкочастотных составляющих угловых ускорений на качество моделирования полета

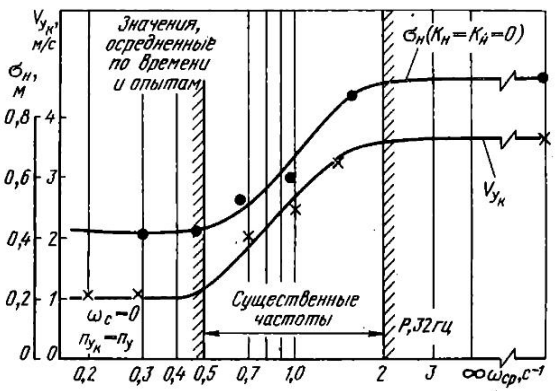


Рис.9.14. Влияние частоты среза низкочастотных составляющих перегрузок на качество моделирования полета

Исследование и опыт работы на стендах с подвижной кабиной показывают, что акцелерационные условия и их имитация даже в тех случаях, когда они не оказывают заметного влияния на качество пилотирования, существенно влияют на физиологическое и эмоциональное состояние летчика и тем самым приближают моделируемые условия к реальным по ряду показателей.

При моделировании движения самолета по аэродрому благодаря воспроизведению акцелерационных условий у летчика создается представление об ускорении и скорости движения самолета за счет изменения частоты и интенсивности перегрузок из-за неровностей аэродрома, о начале отрыва от земли при взлете и касании земли при посадке. В результате действия перегрузок и угловых ускорений у летчиков-операторов, особенно новичков, появляется даже чувство предполетного волнения. Первоначальное благоприятное отношение летчика к стенду и тренажеру, которое создается у него благодаря

воспроизведению перегрузок и угловых ускорений при моделировании разбега и отрыва от земли, и заключительное впечатление о действии перегрузок при касании земли и пробеге существенно влияют на эмоциональное состояние летчика, его отзывы о качестве моделирования полета в целом, в том числе на воздушных участках полета.

На стенде или тренажере с подвижной кабиной у летчика так же, как в реальном полете, создается впечатление движения относительно неподвижной земли, тогда как отсутствие подвижности кабины вызывает впечатление изменений изображения, например, его вращения, относительно неподвижной кабины. Для летчиков, впервые или после длительного перерыва выполняющих "полет" на стенде или тренажере с неподвижной кабиной, это приводит к необходимости определенной тренировки, чтобы правильно воспринимать визуальную информацию и осуществлять управление движением самолета.

При моделировании разворотов по курсу на стенде с неподвижной кабиной у летчика может развиваться головокружение. Вероятность

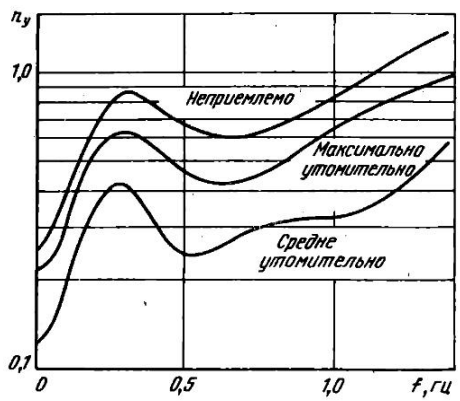


Рис.9.15. Влияние нормальных перегрузок n_y на самочувствие летчика при синусоидальных колебаниях.

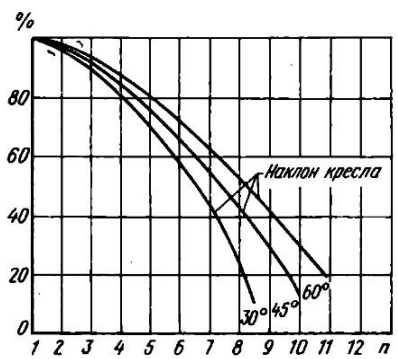


Рис.9.16. Зависимость процента попаданий в цель от величины перегрузки и угла наклона кресла (длительность действия перегрузок 30 с)

его появления тем больше, чем больше угловые размеры воспроизводимого изображения. Практически всегда в случае отсутствия подвижности кабины головокружение возникает при угловых размерах изображения по горизонтали $\geqslant \pm 90^{\circ}$.

Длительное воздействие знакопеременных перегрузок и угловых ускорений, даже при их относительно небольшом уровне (характерном для полета в условиях повышенной турбулентности) снижает работоспособность летчика, изменяет его психофизиологические характеристики и вызывает комплекс неприятных ощущений: увеличивается частота пульса и дыхания, появляется чувство усталости и апатии и, наконец, тошнота и рвота, ослабляются реакции летчика [3]. На рис. 9.15 приведены значения нормальных перегрузок в зависимости от их частоты, начиная с которых при длительном действии (порядка 15-20 минут) они расцениваются летчиком как неприятные и ухудшают его работоспособность [3]. В результате воздействия таких перегрузок ухудшается и качество пилотирования.

Существенное влияние на физиологическое состояние и работоспособность летчика оказывают большие нормальные перегрузки. Это видно из рис.9.16, на котором приведена зависимость процента попадания в цель от величины перегрузок при различной их ориентации относительно летчика (длительность действия перегрузки при этом составила 30 с) [85]. Видно, что ухудшение работоспособности летчика становится особенно значительным при перегрузке $n_y > 5$. Причинами этого влияния, в первую очередь, являются ухудшение при больших перегрузках кровоснабжения мозга и утяжеление всех частей тела летчика.

9.4.2. Методы моделирования перегрузок и угловых ускорений с помощью перемещений кабины стенда

Точно воспроизвести на стенде (или тренажере) перегрузки и угловые ускорения можно лишь в тех редких случаях, когда реальные перемещения самолета не превосходят пределов перемещений кабины. К таким случаям относится, например, моделирование режима висения вертолета или моделирование изолированного движения самолета по рысканью на стенде с достаточно большими ходами кабины.

Наиболее существенны ограничения линейных перемещений кабины. В связи с ограниченными линейными перемещениями кабины при мо-

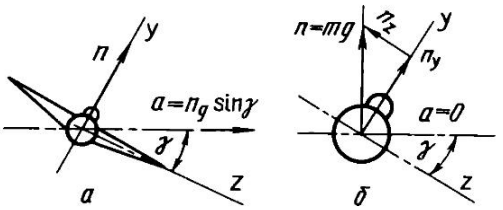


Рис.9.17. Перегрузки, действующие на летчика в реальных (а) и стендовых (б) условиях при изолированном движении крена

делировании акцелерационных условий приходится специально вводить искажения не только перегрузок, но и угловых ускорений. Дело в том, что при наклонах кабины по крену и тангажу в стендовых условиях на летчика начинают действовать боковые и продольные перегрузки, которые, как правило, не соответствуют реальным. Например, в реальных условиях при движении самолета по крену, которое обычно совершается практически без скольжения, суммарный вектор аэродинамических сил и силы тяги остается в продольной плоскости самолета и поэтому в боковом направлении перегрузки на летчика не действуют (рис.9.17, а). Фактически в этом случае самолет вместе с летчиком перемещается с центростремительным ускорением в горизонтальной плоскости, так что наклоны по крену летчиком по акцелерационному каналу не ощущаются. Из-за ограниченных перемещений кабины на стенде такие центростремительные ускорения создать невозможно и поэтому при поворотах кабины по крену, аналогичных полетным, появляются боковые перегрузки (рис.9.17, б). Такие перегрузки могут привести к неправильным действиям летчика. Этот вопрос в применении к задаче отслеживания угла крена подробно рассмотрен в гл.4. Здесь лишь отметим, что при моделировании одноконтурных задач стабилизации углового движения самолета, если углы наклонов кабины не превышают 5°, обусловленные ими перегрузки не оказывают заметного влияния на пилотирование. При больших углах наклона кабины такие перегрузки становятся неприемлемыми для летчика и мешают ему управлять самолетом. При моделировании многоконтурных задач пилотирования эти перегрузки на стендах дают летчику дополнительную информацию об углах крена и тангажа, которая при большой загрузке внимания летчика может наоборот облегчить пилотирование самолета по сравнению с реальными условиями. В более общем случае (при движении крена со скольжением, при изменении угла тангажа и т.п.) и в реальных условиях могут

появляться приращения боковых и продольных перегрузок, действующих на летчика. Но они также, как правило, не соответствуют тем боковым и продольным перегрузкам, которые возникают на стенде при поворотах кабины.

Так или иначе при имитации акцелерационных условий приходится использовать специальные законы управления движением кабины, которые обеспечивали бы при заданных ограничениях кабины максимально возможное подобие имитируемых и реальных условий как по акцелерационным ощущениям, так и по акцелерационной информации, используемой летчиком при пилотировании.

Только при корректном выборе таких законов можно реализовать все потенциальные возможности располагаемой системы подвижности кабины и оправдать ее достаточно высокую стоимость.

В настоящее время теория моделирования акцелерационных условий еще недостаточно разработана, чтобы можно было найти однозначно строго оптимальные законы управления движением кабины. Речь может идти только о выборе исходя из накопленных в настоящее время знаний наилучших законов управления движением кабины.

На современных пилотажных стендах и тренажерах используются различные законы управления движением кабины. Это обусловлено не только различием назначения и технических характеристик систем подвижности, но и различием опыта и знаний, которыми располагают разработчики и пользователи систем подвижности. Тем не менее все они основываются на следующих способах имитации перегрузок и угловых ускорений:

устранение низкочастотных (фильтрация высокочастотных) составляющих перегрузок и угловых движений;

уменьшение масштаба воспроизведения перегрузок и угловых движений;

использование наклонов кабины для имитации боковых и продольных перегрузок;

устранение редко встречающихся больших перемещений кабины за счет плавных ограничений;

использование пороговых эффектов восприятия летчиком перегрузок и угловых движений кабины.

Высокое качество моделирования акцелерационных условий обычно удается обеспечить только при совместном использовании перечисленных способов. Так как эти способы вносят определенные искажения в воспроизведение перегрузок и угловых ускорений, то необходимо знать в какой степени такие искажения влияют на ка-

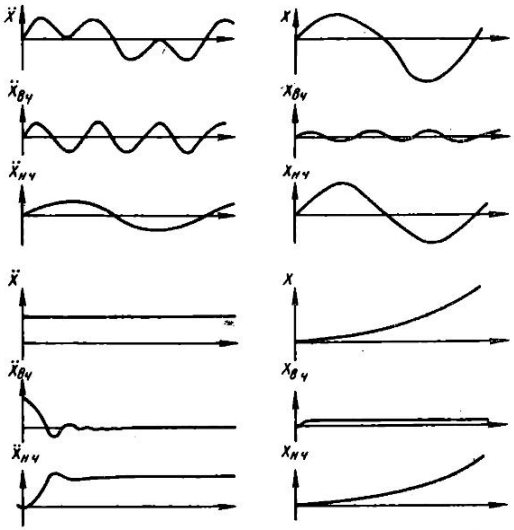


Рис.9.18. Разложение ускорений $\ddot{X}$ и перемещений X на их высокочастотные(быстрые) $\ddot{X}_{вч}$, $X_{вч}$ и низкочастотные (медленные) $\ddot{X}_{нч}$, $X_{нч}$ составляющие

чество моделирования полета. В связи с этим остановимся на них подробнее.

Сущность способа имитации перегрузок и угловых ускорений путем устранения их низкочастотных (или медленных) составляющих поясняется на рис.9.18 на примере знакопеременных ускорений и ускорения, изменяющегося по ступенчатому закону. В английской литературе этот способ обычно называют словом "washout" - размывание. Его используют прежде всего потому, что низкочастотные (или медленно изменяющиеся и постоянные) составляющие ускорений, как правило, физически невозможно воспроизвести на стенде или тренажере из-за больших потребных перемещений кабины. Исключение составляет лишь случай воспроизведения низкочастотных составляющих боковых и продольных перегрузок за счет наклонов кабины, который далее рассматривается особо. Таким образом устранение низкочастотных составляющих перегрузок и угловых ускорений при моделировании акцелерационных условий полета является вынужденной мерой для сокращения диапазона потребных перемещений кабины.

Вместе с тем оказывается, что такие искажения перегрузок и угловых ускорений несущественно влияют на процесс управления самолетом. Дело в том, что значительные по величине низкочастотные (или медленные) составляющие перегрузок и угловых ускорений реализуются обычно при выполнении летчиком маневров (выходов на заданную перегрузку, разворотов самолета по курсу и т.п.). Акцелерационная ин-

формация здесь не играет существенной роли, во-первых, потому что при выполнении маневров от летчика не требуется очень высокая точность пилотирования. Летчик может выполнять их в первом приближении в разомкнутом контуре, контролируя изменение параметров движения до требуемого уровня визуально по приборам или внешней визуальной обстановке. Во-вторых, акцелерационная информация не может играть здесь значительную роль и в связи с тем, что выполнение маневра можно представить себе как отслеживание летчиком некоторого формируемого им командного сигнала; а как было показано в гл.4, перегрузки и угловые ускорения, связанные с отслеживанием командного сигнала, не столь существенно влияют на пилотирование как перегрузки и угловые ускорения, вызываемые, например, турбулентностью. Наконец следует иметь в виду, что к низкочастотным или медленно изменяющимся перегрузкам летчик со временем адаптируется и может их не замечать. Заметную роль в пилотировании акцелерационные воздействия могут играть лишь в начальный и конечный моменты выполнения маневров. Но здесь уже речь идет о высокочастотных или быстрых составляющих перегрузок и угловых ускорений (см.рис.9.18).

Само собой разумеется, что при фильтрации низкочастотных составляющих перегрузок одновременно устраняются и составляющие перемещений самолета с постоянной скоростью, которые также обуславливают большие перемещения кабины, хотя и не оказывают акцелерационных воздействий на летчика.

Что же касается задач типа стабилизации, то в них как правило, реализуются перегрузки и угловые ускорения с более высоким спектром частот, чем при маневрах. Низкочастотные составляющие перегрузок и угловых ускорений в задачах стабилизации значительно меньше высокочастотных составляющих и поэтому они не могут оказывать влияния на пилотирование, что подтверждается экспериментальными данными, которые рассмотрены далее и в гл.7. В связи с этим при моделировании полета в целом, состоящем одновременно как из маневров, так и из задач типа стабилизации, с помощью одного и того же закона управления движением кабины в принципе можно устранять низкочастотные перегрузки и угловые ускорения, характерные для маневров, и тем самым сокращать потребные перемещения кабины без значительного ущерба качеству имитации акцелерационных условий в задачах типа стабилизации, в которых они играют значительную роль.

Устранение низкочастотных составляющих перегрузок и угловых ускорений обычно реализуется с помощью линейных фильтров, передаточ-

ные функции которых от перегрузок или угловых ускорений самолета к перегрузкам или угловым ускорениям кабины стенда в общем случае имеют вид

$$W(p) = \frac{p^n + b_1 p^{n-1} + \ldots + b_n}{p^n + a_1 p^{n-1} + \ldots + a_n},$$

где b_i достаточно малые величины по сравнению с величинами a_i (обычно $b_1 = b_2 = \ldots = b_n = 0$). Чаще всего используются фильтры вида

$$\frac{p}{p + \omega_0}, \quad \frac{p^2}{p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2}, \quad \frac{p}{p + \omega_1} \quad \frac{p^2}{p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2}.$$

Порядок фильтра выбирается из различных соображений, но практически всегда учитывается следующее. При любом движении человека, а не только при полете на самолете, величины низкочастотных составляющих угловых ускорений, градиентов перегрузки и любых их производных (например $\dot{\gamma}$, $\ddot{\gamma}$, $\dddot{\gamma}$, ..., $\dot{n}_y$, $\ddot{n}_y$,...) не могут быть значительными, так как в противном случае достаточно быстро достигались бы большие (с точки зрения переносимости человека) перегрузки и угловые скорости. Значительными по величине могут быть лишь низкочастотные составляющие угловых перемещений и скоростей и низкочастотные составляющие поступательных перемещений, скоростей и перегрузок. В связи с этим в каналах имитации перегрузок обычно используют фильтры второго и более высоких порядков, а в каналах имитации угловых ускорений - фильтры первого и более высоких порядков, так как только при таких фильтрах и при определенных значениях их параметров кабина не выходит за пределы своих перемещений при наличии характерных для угловых скоростей и перегрузок низкочастотных или постоянных составляющих.

Проведенные исследования показывают следующее.

При использовании фильтров разных порядков с различными значениями параметров a_i, b_i, но с достаточными запасами устойчивости, качество моделирования акцелерационных условий зависит в основном от частоты среза ω_c этих фильтров, которая определяется из условия $|W(j\omega_c)| = 0{,}7$. Другими словами, приблизительно одинаковое качест-

во моделирования достигается при использовании различных фильтров, если только одинаковы частоты среза этих фильтров. Это видно, например, из приведенных на рис.9.13 экспериментально полученных зависимостей среднеквадратических оценок точности стабилизации крена от частоты среза фильтров различных порядков.

При имитации угловых ускорений с частотами среза их низкочастотных составляющих до $\omega_c = 1\ с^{-1}$ и при имитации перегрузок с частотами среза до $\omega_c = 0{,}5\ с^{-1}$ точностные характеристики пилотирования на стенде остаются практически такими же, как в реальном полете. При увеличении частоты среза от этих значений до $\omega_c = 4\ с^{-1}$ в канале имитации угловых ускорений и $\omega_c = 2\ с^{-1}$ в канале имитации перегрузок происходит монотонное ухудшение точности пилотирования. Начиная с этих значений, независимо от частоты среза, качество пилотирования становится таким же, как на стенде с неподвижной кабиной. Об этом свидетельствуют данные, представленные на рис.9.13 и 9.14 (на этих графиках $\omega_c = 0$ соответствует воспроизведению реальных ускорений без всяких искажений, т.е. движению кабины в натуральную величину как в полете; $\omega_c \to \infty$ соответствует случаю неподвижной кабины).

Рассмотрим способ имитации продольных n_x и боковых n_z перегрузок за счет наклонов кабины.

Зависимость наклонов кабины стенда по крену и тангажу, необходимых для имитации продольных и боковых перегрузок, может быть получена из условия воспроизведения на стенде перегрузок, равных реальным ($n_{ст} = n$). Это условие в общем случае, когда кабина имеет возможность перемещений по всем шести степеням свободы, выраженное в виде равенства проекций реальных и моделируемых перегрузок на оси земной системы координат, имеет вид

$$\frac{a_x}{g} = \cos\psi \cos\vartheta\, n_x + (\sin\psi \sin\gamma - \cos\psi \sin\vartheta \cos\gamma)\, n_y +$$

$$+ (\cos\psi \sin\vartheta \sin\gamma + \sin\psi \cos\gamma)\, n_z;$$

$$\frac{a_y}{g} + 1 = \sin\vartheta\, n_x + \cos\vartheta\cos\gamma\, n_y - \cos\vartheta\sin\gamma\, n_z; \qquad (9.11)$$

$$\frac{a_z}{g} = -\sin\psi\cos\vartheta\, n_x + (\cos\psi\sin\gamma + \sin\psi\sin\vartheta\cos\gamma)\, n_y +$$

$$+ (\cos\psi\cos\gamma - \sin\psi\sin\vartheta\sin\gamma)\, n_z,$$

где a_x, a_y, a_z - ускорения кабины стенда, заданные в проекциях на оси земной системы координат; γ, ϑ, ψ - углы крена, тангажа и рысканья кабины соответственно.

Получить аналитическое выражение, определяющее зависимость углов наклона кабины по крену и тангажу, необходимых для моделирования перегрузок n_x, n_y, можно только для некоторых частных случаев. Обычно рассматриваемый способ имитации характеризуют на примере двух случаев, когда на стенде за счет наклонов кабины моделируется либо только продольная перегрузка, либо поперечная (т.е. в предположении, что $a_x = a_y = a_z = \psi = 0$). Для этих двух случаев (для первого $\gamma=0$, для второго $\vartheta=0$) из соотношений (9.11) (см.рис.9.17) имеем

$$(n_x = \sin\vartheta,\ n_y = \cos\vartheta),\quad \vartheta = \arcsin n_x;$$

$$(n_z = -\sin\gamma,\ n_y = \cos\gamma),\ \gamma = -\arcsin n_z.$$

Как следует из этих соотношений, рассматриваемый способ эффективен лишь при наклонах кабины примерно в пределах $\pm 30^\circ$, т.е. при моделировании перегрузок в пределах $\pm 0{,}5$. При больших углах наклона величины нормальных перегрузок начинают заметно отличаться от 1, а приращения перегрузок n_x и n_z на единицу приращения угла наклона начинают резко уменьшаться.

Другое ограничение этого способа связано с тем, что при интенсивных наклонах кабины, используемых для моделирования продольных и боковых перегрузок, могут появляться ощущения углового движения, не имеющие места в реальном полете. Для того чтобы такие ощущения не появлялись, скорости наклона кабины не должны превышать

порогов чувствительности летчика к угловым скоростям, т.е. 2-3 (град/с) (см.гл.5). В связи с этим с помощью наклонов кабины целесообразно воспроизводить лишь низкочастотные составляющие перегрузок n_x и n_z. При этом целесообразно чтобы частота этих составляющих не превышала 1 $с^{-1}$, так как если акцелерационные ощущения углового движения с таким частотным составом и возникают, они не оказывают заметного влияния на точность пилотирования. Что касается высокочастотных составляющих боковых и продольных перегрузок, то их можно воспроизвести за счет поступательных ускорений кабины.

Пусть тем или иным способом боковые и продольные перегрузки разложены на низкочастотные ($n_{x_{нч}}$, $n_{z_{нч}}$) и высокочастотные ($n_{x_{вч}}$, $n_{z_{вч}}$) составляющие

$$n_z = n_{z_{нч}} + n_{z_{вч}}; \qquad n_x = n_{x_{нч}} + n_{x_{вч}}.$$

Например, такое разложение можно осуществить с помощью фильтра второго порядка

$$n_{z_{нч}} = \frac{1}{T^2p^2 + 2\xi Tp + 1} n_z, \quad n_{z_{вч}} = n_z - n_{z_{нч}}.$$

Тогда на стенде боковые и продольные перегрузки будут практически равны реальным (при малых ψ, γ, ϑ, n_x, n_z), если принять следующие законы управления движением кабины:

$$\gamma = -n_{z_{нч}} + \gamma_c; \qquad \frac{a_z}{g} = n_{z_{вч}} + \gamma_c;$$

$$\vartheta = -n_{x_{нч}} + \vartheta_c; \qquad \frac{a_x}{g} = n_{x_{вч}} + \vartheta_c,$$

где γ_c, ϑ_c - углы крена и тангажа самолета. В этом можно убедиться, если подставить эти законы в приближенные соотношения, выражающие условия воспроизведения на стенде перегрузок, равных реальным. Эти приближенные соотношения можно получить путем линеаризации (9.11), если при этом пренебречь слагаемыми

второго и более высокого порядка малости по параметрам ϑ, γ, ψ, n_x, n_y, n_z:

$$\frac{a_x}{g} = n_x - \vartheta; \qquad \frac{a_y}{g} + 1 = n_y; \qquad \frac{a_z}{g} = n_z + \gamma.$$

Для сокращения перемещений кабины, в особенности обусловленных высокочастотными составляющими перегрузок и угловых скоростей, не подавляемых высокочастотной фильтрацией, используется также уменьшение масштаба их воспроизведения, например, $X_{ст} = mX$, где $m < 1$ - масштаб, $X_{ст}$ и X - перемещения кабины стенда и самолета. При этом уменьшение масштаба допустимо до тех пор, пока воспроизводимые линейные ускорения и угловые скорости не станут сравнимыми с порогами восприятия акцелерационных воздействий. В качестве примера на рис.9.19 приведены экспериментальные данные, полученные при моделировании задачи стабилизации крена. Видно, что с точки зрения точностных характеристик процесса стабилизации уменьшение масштаба воспроизводимых ускорений допустимо до тех пор, пока угловые скорости и перегрузки в кабине стенда превышают пороги чувствительности к ним летчика. Однако следует иметь в виду, что при значительном уменьшении перемещений кабины, обусловленным уменьшением масштаба, уменьшается и интенсивность ощущения летчиком акцелерационного воздействия, а это может неблагоприятно повлиять на его суждения о качестве моделирования полета. Поэтому на практике масштаб следует выбирать не менее 0,5.

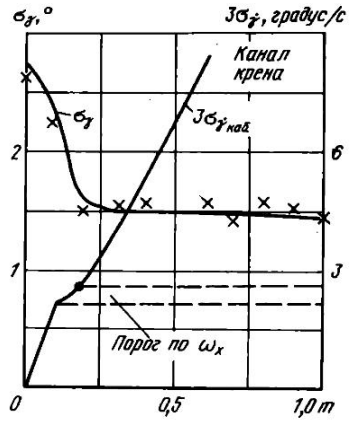


Рис.9.19. Влияние уменьшения масштаба m воспроизведения угловых ускорений на качество моделирования полета

Как уже отмечалось, одним из возможных способов имитации перегрузок и угловых ускорений является устранение редко встречающихся больших перемещений кабины за счет нелинейного их ограничения. На рис.9.20

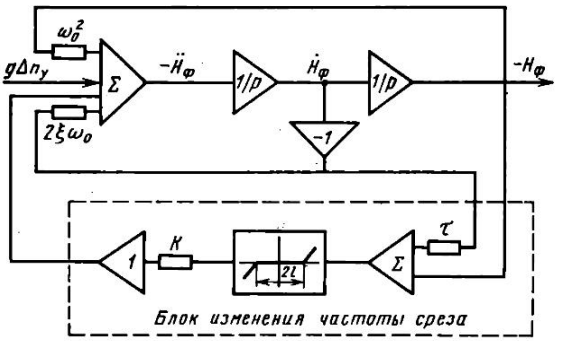


Рис.9.20. Схема нелинейного фильтра низкочастотных составляющих нормальной перегрузки в канале управления системой подвижности кабины на высоте

показана возможная схема такого ограничения при управлении движением кабины с помощью низкочастотного фильтра второго порядка

$$H_\phi = \frac{p^2}{p^2 + 2\xi\omega p + \omega^2} \quad H = \frac{1}{p^2 + 2\xi\omega p + \omega^2} \ddot{H},$$

где H_ϕ и $\ddot{H}$ - перемещение кабины стенда и ускорение самолета. Большие перемещения кабины в этой схеме плавно ограничиваются за счет того, что собственная частота этого фильтра ω изменяется в зависимости от текущего положения кабины в соответствии с законом

$$\omega = \begin{cases} \omega_0, & \text{при } |H_\phi(t+\tau)| \leqslant 1 \\ \sqrt{\omega_0^2 + k}, & \text{при } |H_\phi(t+\tau)| > 1, \end{cases}$$

где $H_\phi(t+\tau) = H_\phi(t) + \tau\dot{H}_\phi(t)$ - положение кабины с прогнозом. Для формирования такого закона изменения частоты ω схема содержит нелинейный элемент типа зоны нечувствительности с шириной ±1. При $|H_\phi(t+\tau)| > 1$ на входе этого элемента формируется сигнал $H_\phi(t+\tau) - 1\ \mathrm{sign} H_\phi(t+\tau)$, за счет которого появляются дополнительные обратные связи, одна из которых (по H_ϕ) увеличивает собственную частоту фильтра ω, а другая (по $\dot{H}_\phi$) сохраняет при этом коэффициент демпфирования постоянным.

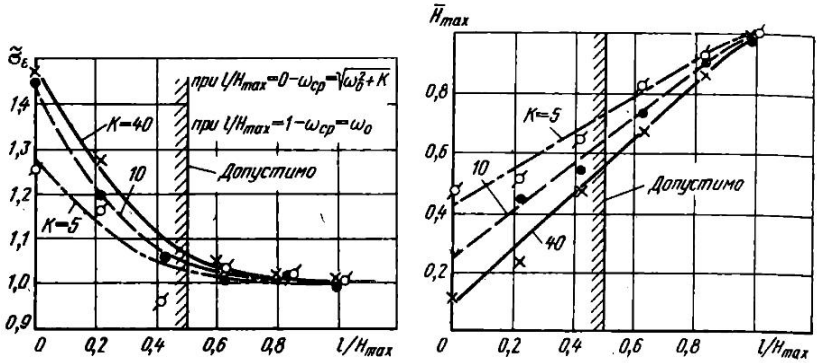


Рис.9.21. Влияние параметров нелинейного элемента на точность стабилизации высоты и потребные перемещения кабины

Эксперименты показали, что такое ограничение перемещения кабины позволяет либо значительно сократить потребные перемещения кабины без существенного ухудшения качества моделирования, либо при заданных ходах обеспечить лучшее качество моделирования. Это видно из рис.9.21, на котором приведены экспериментально полученные зависимости от параметров k и l точности стабилизации высоты (среднеквадратических отклонений σ_H) и потребных перемещений кабины (H_{max}), отнесенных к потребным перемещениям при $k = 0$. Видно, что изменение частоты среза по ходу кабины при $k = 5...40$ уменьшает потребные перемещения по высоте примерно в 1,5 - 2 раза без заметного снижения качества моделирования процессов пилотирования.

Наконец следует сказать, что определенный выигрыш в сохранении потребных ходов кабины может дать использование пороговых эффектов чувствительности летчика в каналах имитации угловых ускорений, так как угловые скорости, реализуемые при пилотировании, сравнимы по величине с порогами чувствительности человека к угловым скоростям. Что же касается моделирования перегрузок, то использование пороговых эффектов чувствительности к ним летчика, по-видимому, не позволит существенно сократить потребные перемещения кабины в связи с тем, что пороги чувствительности человека к перегрузкам значительно меньше перегрузок, реализуемых при пилотировании.

Свойство систем
с мультипликативным шумом

В рассмотрение вводится упрощенная одноконтурная замкнутая система, в которой характеристики действий летчика представлены характеристиками усилительного звена, т.е. $W_л(j\omega) = K_л$, а объект управления - $W_c = k/p$. Вводимый летчиком шум обладает свойствами мультипликативности: $n_e(t) = e(t)\ \xi_e(t)$. Тогда для сигнала ошибки $e(t)$ можно получить

$$\dot{e}(t) = -\omega_c[1 + \xi_e(t)]\ e(t) + r(t)\ , \qquad (П.1)$$

где $r = di(t)/dt$; $\omega_c = K_л\ k_k$; $i(t)$ - входной сигнал.

Будем считать, что $\xi_e(t)$ - белый гауссовский шум, спектральная плотность которого $S_{\xi_e \xi_e} = \pi P_0$, а процесс $r(t)$ - стационарный. Для определенности примем

$$S_{rr} = \frac{\sigma_1^2 a^2}{\omega^2 + a^2}\ .$$

Уравнение П.1 в частотной области имеет вид

$$(\omega^2 + \omega_c^2)S_{ee} = \omega_c^2 S_{n_e n_e} - \omega_c(S_{n_e r} + S_{r n_e}) + S_{rr}\ . \qquad (П.2)$$

Определение спектральной плотности $S_{n_e n_e}$ требует предварительного вычисления ряда характеристик.

Математическое ожидание весовой функции $h(t,\tau)$

$$M[h(t,\tau)] = M\{\exp[-\int_{\tau}^{t} \omega_c(1 + \xi_e(\beta))d\beta]\} \ . \qquad (П.3)$$

Используя понятие характеристической функции [28] и учитывая, что $f(t) = \int_0^t \omega_c \xi_e(\beta)d\beta$ - винеровский процесс с нулевым математическим ожиданием и дисперсией $M\{\int_0^t [\omega_c \xi_e(\beta)]^2 d\beta\} = \omega_c^2 P_0 \pi t$, нетрудно получить, что

$$M[h(t,\tau)] = e^{-(t-\tau)\bar{\omega}_c} \ , \qquad (П.4)$$

где $\bar{\omega}_c = \omega_c - \sigma^2/2$; $\sigma^2 = \omega_c^2 \pi P_0$.

Дисперсия сигнала $e(t)$. Согласно [28]

$$\sigma_e^2 = M[\int_{-t_0}^{t} \int_{-t_0}^{t} h(t,\tau)R_{\Gamma\Gamma}(t - \beta)h(t,\beta)d\beta d\tau].$$

Учитывая выражение (П.3), можно получить

$$\sigma_e^2 = \frac{a\,\sigma_1^2}{2(\bar{\omega}_c + a)(\omega_c - \sigma^2)} \ .$$

Корреляционная функция $R_{ee}(\tau)$. По определению

$$R_{ee}(s,t) = M[\int_{-\infty}^{s} h(s,\tau)r(\tau)d\tau \int_{-\infty}^{t} h(t,\beta)r(\beta)d\beta] \ .$$

Так как $h(s,\tau) = h(t,\tau)\ h(s,t)$, то

$$R_{ee}(s,t) = M[h(s,t) \int_{-\infty}^{t} \int_{-\infty}^{t} h(t,\tau)R_{\Gamma\Gamma}(t-\beta)h(t,\beta)d\beta d\tau] +$$

$$+ M[\int_{t}^{s} h(s,\tau)d\tau \int_{-\infty}^{t} R_{\Gamma\Gamma}(t-\beta)h(t,\beta)d\beta].$$

С учетом (П.4) это выражение после преобразований будет иметь вид

$$R_{ee}(\tau) = \sigma_e^2 e^{-\bar{\omega}_c^2|\tau|} + \frac{a\ \sigma\bar{1}}{2(\bar{\omega}_c - a^2)} [\ e^{-a|\tau|} - e^{-\bar{\omega}_c|\tau|}\ ]\ . \qquad (П.5)$$

Спектральная плотность $S_{ee}(\omega)$. Осуществляя преобразование Фурье от правой части выражения (П.5), после несложных преобразований можно получить

$$S_{ee}(\omega) = \frac{\sigma_e^2\ \sigma^2}{\omega_c^2 + \bar{\omega}^2} + \frac{S_{rr}}{\omega_c^2 + \bar{\omega}^2}\ . \qquad (П.6)$$

Сумма взаимных спектральных плотностей $S_{n_e r} + S_{m_e}$.

Из уравнения П.1 можно получить следующее выражение:

$$\omega_c M[n_e(t)r(s)] = -M[e(t)r(s)] - \omega_c M[e(t)r(s)] + M[r(t)r(s)], \qquad (П.7)$$

где согласно [28]

$$M[\dot{e}(t)r(s)] = \frac{d}{dt} \int_{-\infty}^{t} M[h(t,\tau)R_{\Gamma\Gamma}(s-\tau)]d\tau.$$

Используя правило Лейбница дифференцирования интеграла по параметру, нетрудно найти, что

$$M[\dot{e}(t)r(s)] = -\omega_c M[e(t)r(s)] + R_{\Gamma\Gamma}(s-t).$$

Подставляя это выражение в П.7, можно получить

$$\omega_c M[n_e(t)r(s)] = -\frac{\sigma^2}{2} M[e(t)r(s)].$$

Аналогичным образом можно найти, что

$$\omega_c M[n_e(s)r(t)] = -\frac{\sigma^2}{2} M[e(s)r(t)].$$

Учитывая, что

$$M[e(t)r(s)] = \int_{-\infty}^{t} M[h(t,\tau)R_{rr}(s-\tau)]d\tau,$$

и используя полученное ранее выражение П.4, а также осуществляя преобразование Фурье над суммой $M[n_e(t)r(s) + n_e(s)r(t)]$, можно найти, что

$$\omega_c(S_{n_e r} + S_{m_e}) = -\frac{S_{rr}\sigma^2\omega_c}{\omega^2 + \omega_c^2}. \qquad (П.8)$$

Подставляя П.8 и П.6 в П.2, получим искомое выражение для спектральной плотности ремнанты

$$S_{n_e n_e} = \frac{\omega^2 + \omega_c^2}{\omega^2 + \omega_c^2}\sigma_e^2 P_0\pi + \frac{S_{rr}}{\omega^2 + \omega_c^2}\frac{\omega_c^2 P_0 \pi}{4}. \qquad (П.9)$$

Отсюда видно, что спектральная плотность содержит слагаемое, определяемое спектральной плотностью производной входного сигнала. При величинах $\omega_c^2 P_0 \pi \ll 1$ этим слагаемым можно пренебречь и кроме того оставшееся выражение упростить, т.е.

$$S_{n_e n_e} \cong \pi P_0 \sigma_e^2. \qquad (П.10)$$

В случае, если входной сигнал является полигармоническим, то между его частотами второе слагаемое строго равно нулю.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Адамович Н.В.** Управляемость машин.М.: Машиностроение, 1977. 277 с.

2. **Александров В.В., Ефремов А.В., Оглоблин А.В.** Исследование нестационарных и нелинейных эффектов поведения человека оператора// Современные задачи динамики полета и управления самолетами. М.: МАИ, 1980. С. 3-7.

3. **Алексахин Б.Н., Жерновков В.Ф., Кайгородов С.Л.** Экспериментальные исследования влияния знакопеременных перегрузок на профессиональную деятельность летчика и комфорт пассажиров. Ученые записки ЦАГИ. Т.III. Вып. № 3, 1972. С.54-60.

4. **Аносова Л.М.** Формирование функционала субъективной оценки летчиком свойств летательного аппарата// Формализация экстремальных принципов операторской деятельности в задачах проектирования систем ЛА. М.: МАИ, 1987. С.60-63.

5. **Бессекерский В.А., Небылов А.В.** Робастные системы автоматического управления.М.:Наука,1983. 239 с.

6. **Брайсон А., Хо Ю.** Прикладная теория оптимального управления. М.:Мир,1972. 544 с.

7. **Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.** Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения.М.: Машиностроение, 1979. 352 с.

8. **Волгин Л.Н.** Оптимальное дискретное управление динамическими системами. М.: Наука, 1986. 240 с.

9. **Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И.** Управление полетом самолетов. М.: Машиностроение, 1980. 215 с.

10. **Доброленский Ю.П., Завалова Н.Д., Пономаренко В.А., Туваев В.Л.** Методы инженерно-психологических исследований в авиации. М.: Машиностроение, 1975. 280 с.

11. **Дунин-Барковский Н.В.,Смирнов Н.В.** Теория вероятностей и математическая статистика в технике. М.:Гостехиздат, 1955. 556 с.

12. **Единые** нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран - членов СЭВ, 1985. 470 с.

13. **Ефремов А.В., Аносова Л.М.**. Обоснование структурной схемы двухконтурной системы самолет - летчик//Автоматизация управления полетом.М.: МАИ,1989. С.13-17.

14. **Ефремов А.В., Александров В.В.** Исследование характеристик управляющих действий человека-оператора в задаче двухконтурного компенсаторного слежения//Проектирование и оптимизация систем человек-машина.М.:МАИ,1985. С.65-69.

15. **Ефремов А.В., Александров В.В.** Особенности поведения человека-оператора при управлении в двух независимых контурах компенсаторного слежения//Методы оптимизации систем человек-машина. М.,МАИ, 1984. С. 64-73.

16. **Ефремов А.В.** Некоторые вопросы анализа системы самолет - летчик//Динамика полета и эффективность самолетов. Труды МАИ, Вып.427. 1977. С.28-34.

17. **Ефремов А.В.** Особенности поведения летчика-оператора при управлении неустойчивым объектом//Методы учета характеристик деятельности оператора при проектировании систем человек- машина. М.: МАИ, 1983. С.41-44.

18. **Ефремов А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В.** и др. Летчик как динамическая система в контуре управления летательным аппаратом.М.:Обзор ЦАГИ, № 635, 1984. 167 с.

19. **Заде Л.А.** Основы нового подхода к анализу сложных систем и процессов принятия решений. Сборник "Математика сегодня". М.: Знание , 1974. 157 с.

20. **Зайчик Л.Е., Родченко В.В., Чернявский П.М.** Влияние характеристик чувствительности управления на оценку летчиком управляемости самолета//Ученые записки ЦАГИ. Т.XVII, № 5, 1986. С. 86-93.

21. **Зайчик Л.Е., Родченко В.В.** Оценка оптимальных характеристик загрузки рычагов управления//Ученые записки ЦАГИ. Т. XXI, № 2, 1990. С. 84-93.

22. **Москаленко В.Я., Обрубов А.Г., Предтеченский А.Н.** Авиационные пилотажные стенды и тренажеры.М.:МАИ,1983. 63 с.

23. **Оглоблин А.В., Кошеленко А.В.** Метод экспериментальной оценки шумовой составляющей//Формализация экспериментальных принципов операторской деятельности в задачах проектирования систем ЛА. М.: МАИ, 1987. С. 57-60.

24. **Оглоблин А.В., Ефремов А.В.** Синтез оптимальной динамики самолета для задач компенсаторного слежения//Прикладные задачи динамики полета. М.:МАИ,1986. С. 59-63.

25. **Предтеченский А.Н.** Исследование динамических характеристик пилота-оператора методом статистического анализа процессов управления//Труды ЦАГИ. Вып.1169,1970. 26 с.

26. **Предтеченский А.Н.,Родченко В.В.** Метод устранения статических и динамических ошибок воспроизведения движения в телевизионных имитаторах визуальной обстановки//Ученые записки ЦАГИ, Т.VIII, № 2, 1977. С. 61-68.

27. **Предтеченский А.Н., Родченко В.В.** Метод теневой имитации визуальной обстановки для пилотажных стендов и тренажеров//Ученые записки ЦАГИ, Т.VI, № 6, 1975. С.66-73.

28. **Пугачев В.С.** Теория случайных функций. М.: Физматтиз,1960. 883 с.

29. **Справочник** по инженерной психологии/ Под редакцией Б.Ф.Ломова. М.:Машиностроение, 1982. 386 с.

30. **Техническая** кибернетика/В 2 кн. Под редакцией В.В.Солодовникова. М.: Машиностроение, 1967. Кн.2. 678 с.

31. **Хафер К., Закс Г.** Техника вертикального взлета и посадки. М.: Мир ,1985. 375 с.

32. **Чхартишвили Л.П.** Расчет реализуемой передаточной функции корректирующий цепи по критерию минимума среднеквадратической ошибки//Автоматика и телемеханика, 1966.№ 7. С. 80-85.

33. **Шеридан Т., Феррел У.** Системы человек-машина,М.:Машиностроение, 1980. 390 с.

34. **Эйкхофф П.** Основы идентификации систем управления.М.: Мир, 1975. 683 с.

35. Anderson R.O. A new approach to the specification and evalution of flying qualities//AFFDL-TR-69-120,1970. 60 p.

36. Ashkenas J. et al. Analysis of shuttle orbiter approach and landing. J. of Guidance, Dynamics and Control. Vol.6, № 6. Nov 1983. P. 448-455.

37. Baron S., Kleinman D. The human as an optimal controller and information Processor//IEEE Transactions on man machine systems MMS-10 March 1969. Vol.1. P. 9-17.

38. Baron S., Kleinman D., Levison W. Application of optimal control theory to prediction of human performance in a complex task//Proceedings of the Fifth NASA-university annual conference on manual control,1969,NASA-SP 215.-P. 367-387.

39. Barnes O.G. The effect of visual threshold on aircraft control with particular reference to approch and flare simulation AIAA paper № 70-357,1970. P.9.

40. Baron S., Levison W. An optimal control methodology for analyzing the effects of display parameters on performance and workload in manual flight control//IEEE Transactions of systems, man, and cybernetics. Vol. SMC-5, № 4, July 1975. P. 423-430.

41. Bliss J. et al. Tactual perception experiments and models. NASA-CR-623,1967. 172 p.

42. Curry R.et al. A model for simultaneons monitoring and control//The eleven NASA - university annual conference on manual control 1975, USA. P. 144-150.

43. Cooper G.E., Harper R.P. The use of pilot rating in the evalution of aircraft handling qualities. NASA TND-5153, 1969. 52 p.

44. Curry R., Young L. et al. A pilot model and motion cues. Proceedings of the AIAA visual and motion simalution conference, 1976. P.1-5.

45. Federal aviation regulation (FAR) part 25 airworthiness standarts:transport catedory airplanes. FAR 1980.P.252-439.

46. Gordon-Smith M. An investigation into some aspects of the describing function of a describing function controlling a single degrees of freedom//The Fifth NASA-university conference on manual control, NASA SP-215 1970, USA.P. 203-240.

47. Gedeon J. The statistical treatment of pilot opinios on flying gualities, ICAS Paper №. 68-17, 1968. P.7.

48. Groude D.L. Some effects of random turbulence on weapon system performance. Aerospace enqineering, 1962, Vol 21, № 10. P.10-15.

49. Hirch J. Rate control in man machine systems. ASME annual meeting,1969.P.1-4.

50. Hosman R. Threshold of motion perception measured in a flight// Proceeding of the twelve NASA-university annual conference on manual control,1976,USA. P. 956-983.

51. Hess R. The effects of time delays on systems subject to manual control. J. of Guidance, control and Dynamics 1984, Vol.7. P. 165-174.

52. Hess R. Structural model of the adaptive human pilot. J. of Guidance and Control, Vol 3, № 5. 1979. P. 416-423.

53. Hess R., Beckman A. An engineering approach to determining visual information requirement for flight control tasks//IEEE Transactions on systems, man and cybernetics SMS-14, № 2, March 1984..P. 286-293.

54. Hass R.L., Hort H.E., Moels G.R. The large amplitude multimode aerospace research (LAMOR) simulator - AIAA paper, № 73.922. P.11.

55. Jex H., Mcdonnell J.D., Phatak V.A. critical tracking task for manual control research//IEEE Trans.Human Factors in Electronecs, Vol HFE-7, Dec.1966. P.138-144.

56. Kleinman D., Baron Sh., Levison W. An optimal control models of human response. Automatica 1970, Vol 6. P. 357-369.

57. Klein R., Clement W. Application of manual control display theory to the development of flight director systems for STOL aicraft, AFFDL-72-152. 89 p.

58. Keit W.,Fray.Greater use of microproccesor if providing more comprehensive training capabilities with a ever greater fidelity// Aviation training. ICAO bulletin. Official magazint of international civil aviation. May 1987. P. 9-12.

59. Levison W., Tannor R.Evalution of tactual displays for flight control//Proceedings of the ninth annual conference on manual control.1973, USA, P. 55-71.

60. Levison W., Baron S., Kleinman D. A model for human controller remnant//IEEE Transactions on man machine systems, 1969, MMS-10, № 4, part I. P. 101-108.

61. Levison W. A model for task interference. Proceedings of the Sixth NASA-university annual conference on manual control. AFFT, Ohio 1970. P. 585-615.

62. Magdaleno R. Serial segments method for measuring remnant// IEEE Transactions on system, man and control, Vol. SMC-2, № 5, 1972. P. 674-678.

63. Merhav S.J., Ben Ja'acov O. Control augmentation and worklord reduction by kinestetic information from the manipulator// Proceedings of the twelve NASA-university annual conference on manual control,1976, USA. P. 361-379.

64. Mcdonnel J.D. An application of measurement methods to inprove the Quantitive nature of pilot rating scales//IEEE Transactions on man-machine systems, MMS-10, № 3, Sept. 1969. P. 81-92.

65. Mcruer D. New approaches to human pilot vehicle dynamic analysis. AFFDL-TR-67-150,1968. 188 p.

66. Mcruer D. Human dynamics in man machine systems. Automatica Vol 16, № 3, 1980, P. 237-253.

67. Mcruer D., Graham D., Ashkenas I. Aircraft dynamics and automatic control. Princeton press, 1973. 784 p.

68. Mcruer D., Graham D., Krendel E. Manual control of singleloop systems Part I, II, Journal of the Franklin institute, Vol. 283, № 2, Jan.1967. PP. 1-27, 145-170.

69. Mcruer D., Krendel E. Mathematical models of human pilot. AGARD AGD-188,1974. 72 p.

70. Mcruer D., Magdaleno R., Moore G. A neuromuscular action system model//IEEE Transections on man-machine systems, Vol. MMS-9-Vol.3 Sept 1968. P. 61-70.

71.Mcruer D., Schmidt D. Pilot-vehicle analysis of multiaxis tasks//AIAA Guidance, Navigation and Control conference Aug. 1987. Collection tech.papers, Vol 2, № 4,1987.PP. 1312-1323.

72. Mcruer D., Weir D. Theory of manual vehicular control//Ergonomics,1969. Vol. 12, № 4. P. 599-633.

73. Myers T., Johnston D., Mcruer D. Space shuttle flying qualities and criteria assesment. NASA-SR-4049, March,1987. 185 p.

74. Noggle Ph. Manual control of unstable vehicle using kinestetic cues. EAA Thesis,MIT,1969. 113 p.

75. Neal T.P., Smith R.E. Development of a flying qualites criterion for the testing of a fighter flight control systems. AIAA paper № 70-927,1970. P. 803-809.

76. Read L.D.,Drewell N., A pilot model for tracking with preview//The Eight NASA-iniversity annual conference on manual control, 1972.May P. 191-204.

77. Ringland R.F. ef al. Motion effects on an IFR Hovering task//Analytical predictions and experimental results. Nov, 1971. 203 p.

78. Salmon E.P., Gallagher J.T. Identification of pilot dynamics with and without motion cues//Proceedings of the Six the NASA - university annual conference on manual control, AFFT, 1970, USA. P. 119-183.

79. Schmidt D. Pilot optimal augmentation for the air-to - air trackig task. J.Guidance and control. Vol, № 5, Sept 1980. P. 431-437.

80. Schmidt D. Optimal flight control synthesis via pilot modeling. J. of Guidance and Control. Aug.1979. Vol 2, № 4. P. 308-312.

81. Schmidt H., Berey D., Reswick J. Two dumensional compensatoring with tactile displays//Proceedings of the twelve NASA-

university annual conference on manual control, 1976, USA. P. 332-354.

82. Shirley R. A comparision of techniques for measuring human operator fregueecy Response//The sixth annual NASA-university conference on manual control. 1970, USA. P. 803-869.

83. Shirley R.S. Motion cues in man-vehicle control. Sc. D.Thesis. MIT, Jan.1968. 294 p.

84. Taylor L. Discussion of spectral Human-responce.Annual NASA-university annual conference on manual control NASA SP-128, 1966. P. 403-417.

85. The effects of buffeting and other transonic phenomena on manouvering combat aircraft. AGARD AR-82. London, 1975, VIII. 276 p.

86. Thompson P.M., Mcruer D. Comparision of the human optimal control and crossover models//AIAA paper 88-4183 CP. 1988. P. 1083-1090.

87. Ulhleiman H. et al. Multivariable manual control with simultaneons visual and auditory presentaion of informaion//Proceedings of the eleven NASA-university annual conference on manual control,1975. P. 3-18.

88. Vinje E., Pitkin E. Human operator dynamics for aural compensatory tracking//IEEE Transactions on Control, Man and cybermatics, Vol.SMC-2. 1972. P. 504-512.

89. Wasicko R., Mcruer D., Magdaleno R. Human pilot dynamics in single loop sysems with compensatory and pursuit displays AFFDL-TR-66-137,1966. 65 p.

90. Weir D., Klein R. Measurement and analysis of pilot scanning Behavior during simulated instrument approaches. J. of Aircraft. Nov.1971. Vol 8, № 11. P. 897-904.

91. Young L. The current status of vestibular system models. Automatica. 1969. Vol. 5. P. 369-383.

92. Young L. An adaptive manual control on adaptive manual control. Ergonomics. 1969. Vol 12, № 4. P. 635-675.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Введение 3

Глава 1. **Общие сведения о системе самолет - летчик** 7

1.1. Основные элементы системы 7

1.2. Переменные системы 10

Глава 2. **Характеристики управляющих действий летчика** 20

2.1. Математическое представление характеристик в системе самолет - летчик 20

2.1.1. Процедура линеаризации системы 20

2.1.2. Одноконтурная компенсаторная система 24

2.1.3. Многоконтурная и многоканальная компенсаторная система 29

2.1.4. Дополнительные характеристики системы самолет - летчик 33

2.2. Идентификация характеристик управляющих действий летчика 38

2.3. Точность определения характеристик системы самолет - летчик 52

2.3.1. Точность определения частотных характеристик 52

2.3.2. Точность определения спектральной плотности ремнанты 57

Глава 3. **Показатели психофизиологической реакции летчика** .. 61

3.1. Показатели психофизиологической загрузки 61

3.2. Субъективная оценка летчиком свойств процесса управления 66

3.2.1. Общая характеристика способов оценок процесса пилотирования на основе мнения летчика ... 66

3.2.2. Единая шкала пилотажных оценок и методика ее применения 68

3.2.3. Статистические свойства пилотажных оценок .. 73

Стр.

Глава 4. **Результаты экспериментальных исследований системы самолет - летчик** 80

4.1. Свойства системы самолет - летчик в задаче одноконтурного компенсаторного слежения 81

4.1.1. Тип системы самолет - летчик 81

4.1.2. Свойство адаптации летчика к переменным задачи 83

4.1.3. Разброс результатов экспериментальных исследований 96

4.1.4. Характеристики системы самолет - летчик при нетрадиционных способах передачи информации. 97

4.2. Свойства системы самолет - летчик в задачах многоконтурного, многоканального и многомодального компенсаторного слежения 99

4.2.1. Поведение летчика в задаче многоконтурного слежения 99

4.2.2. Поведенне летчика в задачах многоканального слежения 104

4.2.3. Поведение летчика при многомодальном слежении 112

4.3. Действия летчика в задачах преследования и предвидения 119

Глава 5. **Процессы восприятия информации и отработки управляющих команд** 122

5.1. Восприятие информации. Сенсорные системы 122

5.1.1. Основные характеристики процесса восприятия. 122

5.1.2. Восприятие зрительной информации 124

5.1.3. Восприятие акцелерационной информации 128

5.1.4. Восприятие тактильной и звуковой информации. 134

5.2. Нервномышечная система человека-оператора 135

5.2.1. Общее физиологическое строение нервномышечной системы 135

5.2.2. Математические модели элементов моторной системы 137

5.2.3. Анализ замкнутой моторной системы 145

Глава 6. **Математическое моделирование действий летчика** 149

6.1. Структурный подход к описанию характеристик управляющих действий летчика 150

Стр.

6.1.1. Общая модель процесса переработки информации и выработки действий 150
6.1.2. Модели характеристик действий летчика в задачах одноконтурного слежения 154
6.1.3. Модели характеристик управляющих действий летчика в задачах многоконтурного и многоканального слежения 166
6.1.4. Область допустимых значений параметров модели характеристик управляющих действий летчика 174
6.1.5. Критерии выбора параметров модели характеристик действий летчика 178
6.2. Модель характеристик управляющих действий летчика, основанная на современной теории оптимального управления 198

Глава 7. **Формирование требований к динамике элементов системы самолет – летчик** 208
7.1. Подходы к решению задачи формирования требований ... 208
7.2. Формирование требований с использованием эталонных моделей динамики объекта управления 209
7.3. Формирование требований по показателям частотных характеристик системы самолет – летчик 223
7.4. Формирование требований по интегральным оценкам качества и критериям устойчивости системы самолет – летчик 231

Глава 8. **Теоретический подход к оптимизации характеристик загрузки рычагов и чувствительности управления самолетом** 241
8.1. Основные положения подхода 242
8.2. Критерий оптимальности характеристик загрузки рычагов управления самолетом 247
8.3. Некоторые рекомендации по выбору характеристик загрузки рычагов управления 253
8.4. Критерий оптимальности характеристик чувствительности управления 259
8.5. Расчетная методика определения оптимальных величин характеристик чувствительности управления неманевренных самолетов со штурвалом 268

Стр.

Глава 9. **Экспериментальное оборудование для исследований системы самолет – летчик** 281

9.1. Варианты экспериментального оборудования 281

9.2. Система имитации визуальной обстановки 285

9.2.1. Общие принципы построения систем имитации визуальной обстановки на пилотажных стендах и тренажерах 286

9.2.2. Геометрическое подобие 288

9.2.3. Динамическое подобие 289

9.2.4. Психофизиологические условия подобия 289

9.2.5. Современные системы имитации визуальной обстановки 291

9.3. Имитация усилий на рычагах управления 296

9.4. Имитация перегрузок и угловых ускорений 297

9.4.1. Общие сведения и рекомендации по моделированию перегрузок и угловых ускорений 298

9.4.2. Методы моделирования перегрузок и угловых ускорений с помощью перемещений кабины стенда 305

Приложение 317

Список литературы 321

Научное издание

Ефремов Александр Викторович
Оглоблин Александр Васильевич
Предтеченский Андрей Николаевич
Родченко Виктор Викторович

ЛЕТЧИК КАК ДИНАМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Редактор *И.Д.Данненберг*
Художественный редактор *В.В. Лебедев*
Технический редактор *О.В.Рожкова*
Корректор *Г.Л. Сафонова*

ИБ N 6935

Сдано в набор 20.01.92. Подписано в печать 25.09.92.
Формат 60×88 1/16. Бумага офсетная № 2. Печать офсетная.
Усл.печ.л. 20,58. Усл.кр.-отт. 20,71. Уч.-изд.л. 17,29.
Тираж 920 экз. Заказ *2044* « С »

Ордена Трудового Знамени издательство "Машиностроение"
107076, Москва, Б-76, Стромынский пер.,4

Отпечатано в московской типографии № 9 НПО "Всесоюзная книжная палата" Министерства печати и информации Российской Федерации, 109033, Москва, Волочаевская ул., 40, с оригинала-макета, изготовленного в издательстве "Машиностроение" на персональных ЭВМ по программе "Астра-Н", разработанной НИИЦЭВТ.

ПРЕДПРИЯТИЕ

ЦАГИ – АЭРОКОНВЕРС

107005, Москва,
ул. Радио, 17

телекс: 411700 "Аэросистем" № 015157
факс: 2926511 "Аэросистем" № 015157
тел. 261–17–89
(095) 263–45–48

Научно-производственное предприятие "ЦАГИ–АЭРОКОНВЕРС" создано ЦАГИ и объединением "Рос-Аэропрогресс" с целью:

содействия конверсии НИИ, КБ и предприятий промышленности;

повышения научно-технического уровня и конкурентноспособности отечественной малой авиации путем внедрения новейших достижений научных коллективов ЦАГИ;

увеличения объема научно-технических услуг и ускорения внедрения открытий и изобретений в продукцию исследовательских и технических центров, самодеятельных КБ, а также предприятий и фирм, действующих в России и за рубежом.

Творческие коллективы инженеров и ученых "ЦАГИ–АЭРОКОНВЕРС" в сотрудничестве с конструкторами "Рос-Аэропрогресс" осуществляют разработку и успешно строят серию многоцелевых самолетов малой авиации Т-101 "Грач", Т-401 "Сокол", Т-602 "Орел", учебно-тренировочный самолет Т-501 "Лидер", а также гидросамолеты Т-433 "Фламинго", Т-402 "Чайка" и др. Исследования этих самолетов в области аэродинамики, гидродинамики, динамики полета и систем управления, выполненные специалистами "ЦАГИ–АЭРОКОНВЕРС" в аэродинамических трубах, гидроканале и на пилотажных стендах ЦАГИ, а также высокий уровень проектирования конструкторов "Рос-Аэропрогресс" позволяют успешно подготавливать их к дальнейшей государственной сертификации.

В настоящее время специалисты "ЦАГИ–АЭРОКОНВЕРС" и "Рос-Аэропрогресс" осуществили научную и конструкторскую проработку эскизных проектов серии многоцелевых экранолетов. Для ускорения их создания приглашаем к совместному сотрудничеству инвестиционные фонды, банки и другие заинтересованные коммерческие структуры.

В области научно-технических услуг "ЦАГИ–АЭРОКОНВЕРС" предлагает инжиниринг, обеспечивающий внедрение наших ноу-хау на изделиях вашей фирмы. При этом обеспечивается:

передовой в мире уровень разработки эскизных и технических проектов летательных аппаратов, судов на воздушной подушке и подводных крыльях, катеров и яхт;

высокий научно-технический уровень отработки аэрогидродинамики компоновок летательных аппаратов и средств транспорта;

статическая и динамическая устойчивость и управляемость самолетов, экранопланов и других транспортных систем с учетом отзывов летчиков-испытателей;

выявление рациональных путей автоматизации проектируемых экранопланов, самолетов и других транспортных средств, включая оптимизацию структуры контуров управления и навигации;

научное сопровождение ваших разработок в области акустики, прочности, термодинамики, газогидродинамики, а также создание специализированных алгоритмов и программ для вычислительных средств в указанных выше областях.

Предприятие "ЦАГИ–АЭРОКОНВЕРС" ждет ваших предложений по научно-техническому сотрудничеству с обменом информацией и подготовкой ваших специалистов в соответствующих областях знаний, а также по разработке и совместному строительству самолетов малой авиации и экранопланов.

Наши контактные телефоны:

(095) 263-45-48, 263-41-51.

Факс (095) 292-65-11, телекс 411-700.

На первом листе факса или телекса просьба указать:
"Аэросистем" box № 015157.

МОСКОВСКИЙ АВАИЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ им. С. ОРДЖОНИКИДЗЕ

ФАКУЛЬТЕТ САМОЛЕТО – ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ

Проводит обучение студентов по специализированной программе, а также научные исследования, опытные разработки в области создания современных высокоавтоматизированных человеко-машинных систем.

ПРОГРАММА ОБУЧЕНИЯ:

методы экспериментальных исследований;
пилотажные стенды и тренажеры;
управление в человеко-машинных системах;
сенсомоторные системы человека-оператора;
лабораторный практикум на пилотажных стендах.

ВИДЫ ОБУЧЕНИЯ:

дневное (по индивидуальным планам);
по договорам с промышленностью;
летние школы.

НАПРАВЛЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ И РАЗРАБОТОК:

изучение закономерностей поведения человека-оператора в задачах управления;

методы экспериментальных исследований и математического моделирования системы самолет – летчик;

выполнение различных прикладных исследований с целью формирования требований к элементам современных человеко-машинных систем;

разработка новых типов рычагов управления, способов представления информации, подсистем тренажеров и пилотажных стендов.

Исследования проводятся с ведущими организациями страны и в рамках международных проектов.

ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ОБУЧЕНИЯ И ИССЛЕДОВАНИЙ:

подвижные пилотажные стенды с цифровой и теплопроекционной системами визуализации;

гибридная и цифровая вычислительные системы;

персональные компьютеры типа PC IBM с транспьютерными платами ТМБ08;

рабочая станция для специалистов в области ручного управления;

минитренажер на базе PC IBM.

Исследования и обучение студентов проводятся в лаборатории "Пилотажные стенды и система самолет – летчик".

В процессе обучения студенты работают на сложном экспериментальном оборудовании, участвуют в выполнении научных исследований.

Адрес: Москва, 125891, Волоколамское шоссе, 4, Московский авиационный институт, лаборатория "Пилотажные стенды и система самолет – летчик". Ефремов А.В. тел. 158-49-64.