

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ордена ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ имени АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА

В. С. АСЛАНОВ

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ Ту-154

Учебное пособие

Асланов В. С. *Управление самолетом Ту-154: Учебное пособие* / Куйб. авиац. ин-т. Куйбышев. 1989. 36 с.

В пособии рассматриваются вопросы теории и практики управления среднемагистрального самолета, даются основные понятия продольной и боковой устойчивости, управляемости и их количественных показателей. Систематизирован материал, помещенный в отдельных учебниках и монографиях, по формированию основных законов управления современным и наиболее массовым отечественным среднемагистральным самолетом Ту-154. Излагаются вопросы построения систем штурвального управления и приведены упрощенные структурные схемы систем управления. Дается обоснование основных законов управления. Пособие предназначено для студентов специальностей 13.01 и 13.03, изучающих курсы «Системы оборудования самолетов» и «Авиационное и радиоэлектронное оборудование самолетов» и выполняющих соответствующий цикл лабораторных работ. А также может быть использовано при дипломном проектировании на этапе эскизного проектирования при выборе и обосновании системы управления.

Ил. 15, библиогр.: 5 назв.

Рецензенты: Е. П. Корнев, Н. И. Полунин

Печатается по решению редакционно-издательского совета Куйбышевского ордена Трудового Красного Знамени авиационного института имени академика С. П. Королева

ПРЕДИСЛОВИЕ

Повышение уровня безопасности и регулярности полетов требует достаточно высокой степени автоматизации процесса управления самолетом на всех этапах полета. Возникает необходимость автоматизации процесса управления и совершенствования систем ручного управления с целью создания для пилотов приемлемых характеристик управляемости в широком диапазоне высот и скоростей полета, возможных центровок и полетных масс самолета. Необходимый уровень автоматизации обеспечивается бортовыми системами автоматического управления (САУ). Такие системы устанавливаются на всех современных самолетах. Различают два режима работы системы автоматического управления самолетом: режим штурвального управления и режим автономного автоматического управления. В первом — САУ улучшает характеристики устойчивости и управляемости самолета, сохраняет их в заданных пределах при всех возможных режимах и случаях полета. Во втором — на САУ возлагается организация всего процесса управления самолетом, а за пилотом сохраняется только функции контроля за работой САУ и принятия решений в нештатных ситуациях и при изменении режимов полета.

В первом и третьем разделах пособия рассматриваются основные характеристики продольной и боковой управляемости самолета с необратимой бустерной системой управления, формируются требования к системам автоматического управления. Во втором, четвертом и пятом разделах приводятся сведения о системах продольного и бокового управления самолетом Ту-154 и их основных агрега-

гах. Описаны принципы построения системы автоматического управления по каналам тангажа, крена и рысканья, приведены и обоснованы основные законы управления самолетом Ту-154.

В пособии обобщен и систематизирован изложенный в литературе материал по вопросам управления современным самолетом [1—5].



1. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОДОЛЬНОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ

Под управляемостью самолета понимают его способность изменять свое положение и режим полета в результате действий пилота, которые сводятся к перемещениям рычагов управления при приложении к ним определенных усилий. С количественной точки зрения управляемость характеризуется величиной изменения соответствующего параметра (перегрузки, угла атаки или крена, угловой скорости вращения) при отклонении руля на один градус или при перемещении рычагов управления на один миллиметр, или при приложении пилотом усилий в один деканьютон.

Продольная управляемость самолета определяется следующими основными критериями:

градиент усилий на штурвальной колонке по перегрузке $P_B^n = \frac{d P_B}{d n_{ya}}$, который показывает, какое необходимо приложить усилие, чтобы перегрузка изменилась на единицу;

градиент отклонения штурвальной колонки по перегрузке $X_B^n = \frac{d X_B}{d n_{ya}}$, численно равный отклонению колонки, необходимому для изменения перегрузки на единицу.

Найдем соответствующие выражения для этих критериев. Пусть самолет сбалансирован, тогда приближенно можно считать, что коэффициент продольного момента определяется формулой

$$m_z \approx m_{z0} + m_z^{Cy} C_{ya} + m_z^{\delta} \delta_B = 0, \quad (1.1)$$

где m_{z0} — коэффициент продольного момента относительно фокуса самолета;

$$m_z^{Cy} = \frac{d m_z}{d C_m} = \bar{X}_T - \bar{X}_{Fc} \quad (1.2)$$

— частная производная момента тангажа по коэффициенту C_{ya} ;

\bar{X}_T, \bar{X}_{Fc} — безразмерные координаты центра масс и фокуса самолета;

$m_z^{\delta} = \frac{\partial m_z}{\partial \delta_b}$ — частная производная момента тангажа по углу отклонения руля высоты δ_b ;

δ_b — угол отклонения руля высоты;

C_{y_a} — коэффициент подъемной силы.

Из формулы (1.1) имеем требуемое отклонение руля высоты для балансировки самолета

$$\delta_b = -\frac{1}{m_z^{\delta}} (m_{z0} + m_z^{C_y} C_{y_a}). \quad (1.3)$$

Введем понятие коэффициента подъемной силы, необходимого для совершения горизонтального полета ($n_{y_a} = 1$),

$$C_{y_{a \text{ гп}}} = \frac{mg}{qS}, \quad (1.4)$$

где m — масса самолета; g — ускорение силы тяжести; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор; S — площадь крыла.

Имея в виду, что

$$n_{y_a} = \frac{C_{y_a} q S}{mg},$$

из формулы (1.4) получим

$$C_{y_a} = C_{y_{a \text{ гп}}} n_{y_a}. \quad (1.5)$$

Отклонение штурвальной колонки связано с отклонением руля высоты следующей линейной зависимостью:

$$X_b = (1/K_{ш}) \delta_b, \quad (1.6)$$

где $K_{ш} = \frac{d \delta_b}{a X_b}$ — передаточный коэффициент в системе продольного управления.

Учитывая формулы (1.3), (1.5) и (1.6), запишем следующее выражение для отклонения штурвальной колонки:

$$X_b = -\frac{1}{K_{ш} m_z^{\delta}} (m_{z0} + m_z^{C_y} C_{y_{a \text{ гп}}} n_{y_a}). \quad (1.7)$$

Дифференцируя соотношение (1.7) по n_{y_a} и имея в виду выражение (1.4), получим формулу для градиента отклонения штурвальной колонки по перегрузке

$$X_b^n = -\frac{m_z^{C_y}}{K_{ш} m_z^{\delta}} \cdot \frac{mg}{qS}. \quad (1.8)$$

Для нахождения градиента усилий по перегрузке P_b^n выпишем сначала выражение для усилий [1]

$$P_b \approx -K_{ш} S_b b_{ав} k_{го} q (m_{ш}^{\alpha} \alpha_{го} + m_{ш}^{\delta} \delta_b), \quad (1.9)$$

где S_b — площадь руля высоты; $b_{ав}$ — средняя аэродинамическая хорда (САХ) руля высоты; $k_{го} = V_{го}^2 / V^2$ — коэффициент торможения воздушного потока в области горизонтального оперения; $\alpha_{го}$ — угол атаки горизонтального оперения.

$$m_{ш}^{\alpha_{го}} = \frac{\partial m_{ш}}{\partial \alpha_{го}}, \quad m_{ш}^{\delta} = \frac{\partial m_{ш}}{\partial \delta_b},$$

$m_{ш}$ — коэффициент шарнирного момента $M_{ш}$ (рис. 1.1).

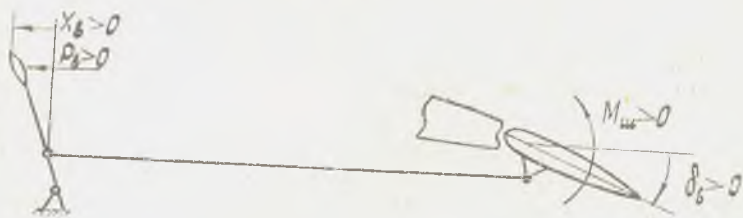


Рис. 1.1. Кинематика управления тангажем самолета нормальной схемы

Подставив формулы (1.3) и (1.5) в соотношение (1.9), получим

$$P_b = -K_{ш} S_b b_{ав} k_{го} q \left[m_{ш}^{\alpha_{го}} \alpha_{го} - \frac{m_{ш}^{\delta}}{m_z^{\delta}} (m_{z0} + m_z^{cy} n_{ya} C_{ya} \Gamma_{II}) \right]$$

и возьмем производную по n_{ya} . В результате получим формулу для градиента усилий на штурвальной колонке по перегрузке

$$P_b^n = -K_{ш} S_b b_{ав} k_{го} \frac{m_{ш}^{\delta} m_z^{cy}}{m_z^{\delta}} \cdot \frac{mg}{S}. \quad (1.10)$$

Анализируя выражения (1.8) и (1.10), для критериев продольной управляемости можно сделать следующие выводы:

градиент усилий по перегрузке P_b^n в отличие от X_b^n не зависит от режима полета, другими словами, независимо от скорости и высоты полета пилоту для изменения перегрузки на одну и ту же величину (или подъемной аэродинамической силы $Y_a = n_{ya} mg$) требуется приложить к штурвальной колонке одно и то же усилие, при этом перемещения колонки будут различными;

чем больше запас статической устойчивости $m_z^{cy} = \bar{X}_T - \bar{X}_{Fc}$, тем «хуже» самолет управляем, т. е. для управления самолетом с большим m_z^{cy} требуются большие усилия на штурвальной колонке для создания одного и того же значения перегрузки.

Отсутствие зависимости показателя P_b^n от скоростного напора является весьма важным фактором, благодаря которому пилот при управлении самолетом на различных режимах полета испытывает одинаковые силовые ощущения.

При увеличении массы, геометрических размеров самолета и скоростей полета возрастают шарнирные моменты, а следовательно и усилия на рычагах управления, которые могут выйти за пределы физических возможностей человека. В этих случаях применяются системы управления с гидроусилителями (бустерами). Существует две схемы включения бустера в проводку управления. Если большая часть шарнирного момента руля воспринимается бустером и меньшая летчиком, система называется *обратимой*. В этом случае усилия, передающиеся на ручку (штурвал) и педали, увеличиваются с увеличением отклонения рулей. Пилот таким образом «чувствует» самолет, что является неприменным условием, обеспечивающим нормальное управление самолетом. При повреждении или отказе гидроусилителя система управления превращается в обычную механическую систему ручного управления. Возможность применения обратимых систем ограничивается существенным изменением аэродинамических характеристик и значительным перемещением центра давления на поверхностях управления при околозвуковых скоростях полета. При этом резко изменяются шарнирные моменты рулей и усилия на рычагах управления, поэтому применять обратимую схему включения гидроусилителей можно только на самолетах, не достигающих критических скоростей полета.

При необратимом бустерном управлении пилот подает лишь сигналы о потребном отклонении поверхности управления и мощные гидроусилители устанавливают поверхность в нужное положение. К рычагам управления аэродинамическая нагрузка (шарнирный момент) не передается. Следовательно, для перемещения командных рычагов пилот должен приложить только небольшие усилия, необходимые для перемещения золотников гидроусилителей. Управлять самолетом, не ощущая усилий на штурвале, а ориентируясь только по его положению, практически невозможно. Это объясняется тем, что на больших скоростях даже незначительное перемещение штурвальной колонки и руля сопровождается сильным изменением параметров движения. С другой стороны, на больших скоростях малому отклонению руля или штурвальной колонки соответствует сильное изменение усилий на штурвале.

Наличие в системе управления самолетом необратимых гидроусилителей требует применения разного рода загрузочных механизмов, создающих необходимые усилия на рычагах управления. Простым таким механизмом является пружинный загрузчик. Для лучшего восприятия пилотом малых отклонений рычагов управления применяют механизмы загрузки с предварительной затяжкой пружины. Линейная характеристика обжатия пружины не обеспечивает желаемого постоянства градиен-

та усилий по перегрузке при изменении режимов полета. Усилие, создаваемое линейным пружинным загрузителем,

$$P_v = c X_n - (c/K_{ш}) \delta_v,$$

где c — жесткость пружины.

Подставим выражение (1.3) в эту формулу:

$$P_v = -\frac{c}{K_{ш} m_z \delta} (m_{z0} + m_z^{Cy} C_{ya} \text{ и } n_{ya})$$

и возьмем производную по n_{ya}

$$P_v^n = -\frac{c m_z^{Cy}}{K_{ш} m_z \delta} C_{ya} \text{ и } .$$

или с учетом формулы (1.4) запишем

$$P_v^n = -\frac{c m_z^{Cy}}{K_{ш} m_z \delta} \cdot \frac{mg}{q S}. \quad (1.11)$$

Из формулы (1.11) видно, что на малых скоростях для создания одной и той же перегрузки требуются большие усилия, чем при полете на больших скоростях. Для обеспечения постоянства показателя управления (1.11) необходимо, чтобы передаточное отношение от колонки к рулю высоты было переменным, т. е. подчинялось следующему закону:

$$K_{ш} \sim \frac{m_z^{Cy} m}{m_z \delta q}. \quad (1.12)$$

Загрузочные механизмы с коррекцией по скоростному напору [12] $K_{ш} \sim 1/q$ обеспечивают приемлемый характер показателя (1.11) на докритических режимах полета, когда практически не изменяется положение фокуса самолета \bar{X}_{Fc} , при постоянной центровке \bar{X}_T ($m_z^{Cy} = \bar{X}_T - \bar{X}_{Fc} \approx \text{const}$) и неизменной массе самолета.

Для корректировки показателя P_v^n по перегрузке используют в проводке управления несбалансированный груз массой m_0 , который вследствие увеличения силы инерции ($m_0 g \Delta n_{ya}$) создает дополнительное усилие на штурвальную колонку, повышая градиент на $\Delta P_v^n \sim m_0 g$. Но при резком отклонении колонки в начале маневра перегрузка еще не успевает возрасти и $\Delta n_{ya} \approx 0$, вследствие чего действие груза бесполезно.

Имеется большое разнообразие автоматов изменения передаточного отношения $K_{ш}$ [2] пневмомеханического и электро-механического типа, однако всем им присущи два недостатка: сложность и узкий диапазон применения. В разд. 2 можно познакомиться с простым и надежным устройством изменения передаточного отношений по закону (1.12), который обеспечи-

вает постоянство показателя продольной управляемости P_B^n дозвукового самолета с бустерной необратимой системой.

Контрольные вопросы

1. Что понимается под управляемостью самолета?
2. Почему самолет, обладающий избыточной статической устойчивостью, плохо управляем?
3. Какими показателями определяется продольная управляемость самолета?
4. Почему в продольной необратимой бустерной системе управления не применяют «балансиры»?
5. В чем преимущество необратимых бустерных систем продольного управления по сравнению с обратимыми?

2. СИСТЕМА ПРОДОЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

2.1. РЕЖИМ ШТУРВАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Система управления самолетом Ту-154 построена на необратимых бустерных усилителях, имитация усилий на органах управления производится с помощью пружинных загрузителей. Эффективное пилотирование самолетом в летном диапазоне высот и скоростей при большом диапазоне центровок ($X_T = (0,18 \dots 0,44) b_{свх}$) и полетных масс самолета ($m = 50 \dots 92$ т) возможно только с помощью САУ, в задачу которой входит:

улучшение характеристик устойчивости и управляемости во всем диапазоне высот и скоростей при ручном пилотировании; обеспечение стабилизации углового положения самолета относительно связанных осей координат;

стабилизация барометрической высоты полета, воздушной скорости и числа Маха;

обеспечение полета с заданным углом крена и разворота на заданный угол курса;

реализация набора высоты и снижения;

автоматическое управление самолетом при полете по маршруту и при заходе на посадку.

В режиме штурвального управления обеспечивается улучшение демпфирующих свойств самолета и постоянство градиента усилий на штурвальной колонке по перегрузке P_B^n независимо от скорости и высоты полета, массы и центровки самолета. На рис. 2.1 приведена структурная схема системы автоматического управления канала тангажа.

В состав системы управления входят следующие основные элементы: штурвальная колонка 1, ограничительные упоры 2,

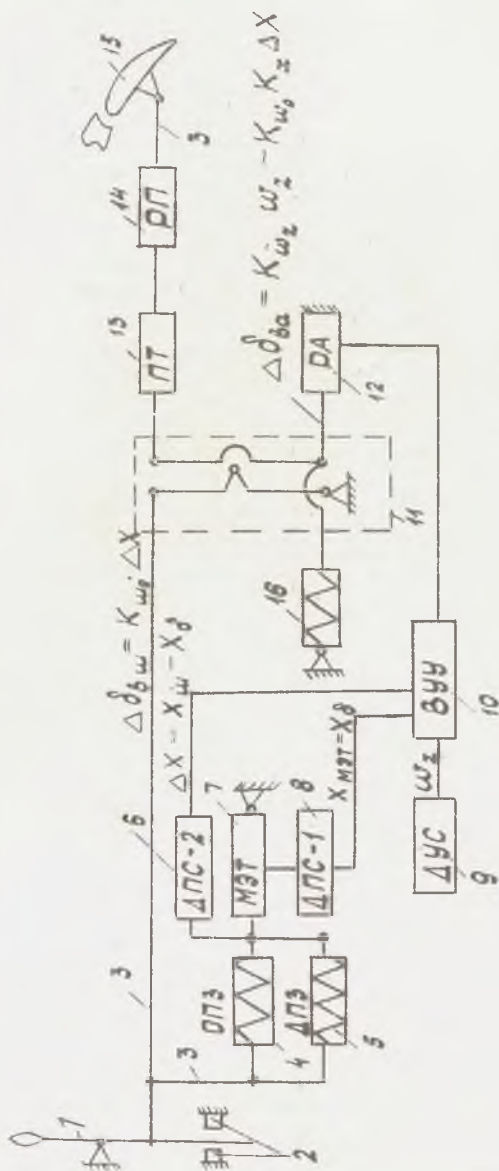


Рис. 2.1. Структурная схема системы управления рулем высоты

тяги управления 3, основной (взлетно-посадочный) пружинный загрузитель (ПЗ) 4, дополнительный (полетный) пружинный загрузитель 5, датчик положения строенный ДПС-2 6, механизм эффекта триммирования 7, датчик положения стросный ДПС-1 8, датчик угловой скорости 9, вычислительно-усилительное устройство 10, дифференциальная качалка 11, рулевой агрегат 12, пружинная тяга 13, рулевой привод руля высоты 14, руль высоты 15, центрирующая пружина рулевого агрегата 16.

На малых скоростях при взлете и заходе на посадку, когда для маневрирования требуются большие расходы рулей и, следовательно, рычагов управления, в системе управления устанавливается более «слабая» загрузка с помощью взлетно-посадочного загрузителя (рис. 2.2), имеющего достаточно «мягкую» пружину ($c = 0,14$ даН/мм). При переходе на большие скорости полета после уборки закрылков включается полетный пружинный загрузитель ($c = 0,94$ даН/мм), который вступает в дей-

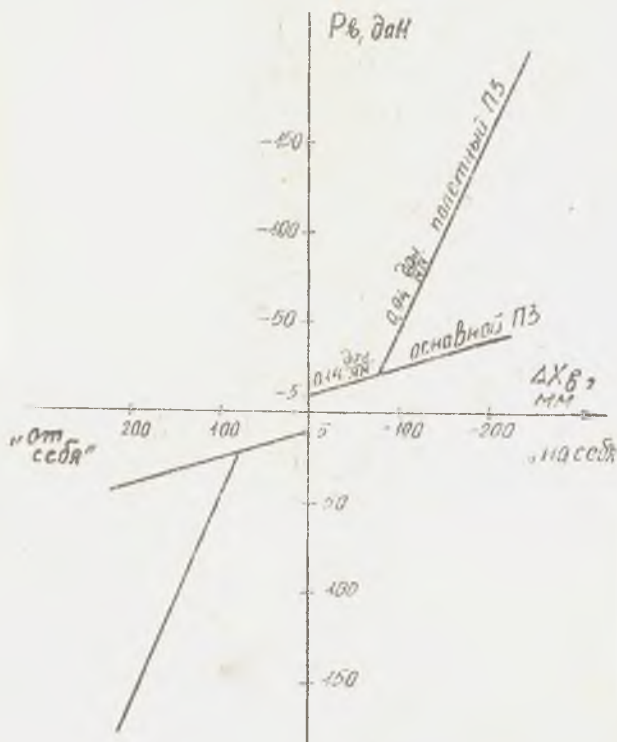


Рис. 2.2. Зависимость усилий на штурвальной колонке от ее перемещения

стве, когда приращение перегрузки превысит значение $|\Delta n_{ya}| \geq 0,7$, что соответствует ходу колонки штурвала $\Delta X_B = \pm 75$ мм от стриммированного положения.

При $|\Delta n_{ya}| < 0,7$ обеспечивается легкое и удобное управление с достаточно малым градиентом усилий по перегрузке. При создании перегрузок, выходящих за указанный диапазон $n_{ya} = 0,3 \dots 1,7$, в работу включается полетный пружинный загрузчик, и существенно возрастают усилия, необходимые для дальнейшего отклонения штурвала, предупреждая тем самым пилота от преднамеренного увеличения перегрузки. Это свойство сохраняется только в том случае, когда самолет во время полета балансируется по усилиям триммирующим механизмом. Для лучшего восприятия летчиком малых отклонений рычагов управления применяются пружинные загрузчики с предварительной затяжкой (см. рис. 2.2).

В установившемся режиме полета руль высоты должен находиться в балансирующем положении, которое зависит от скорости, высоты полета, массы и центровки самолета. При изменении режима полета руль высоты необходимо установить в новое балансирующее положение и удерживать его в новом положении, прикладывая к рычагу управления постоянное усилие, компенсирующее шарнирный момент руля. В системе управления с необратимыми бустерными усилителями постоянные усилия в проводке управления, необходимые на балансировку, создаются пружинными загрузчиками, поэтому устранить их аэродинамическими триммерами невозможно. Снимают эти усилия смещением нейтрального положения загрузочной пружины с помощью специального электромеханизма, который имитирует эффект действия триммера и поэтому получил название *механизма эффекта триммирования* (МЭТ). Управление механизмом эффекта триммирования производится с помощью трехпозиционного переключателя «пикир.-кабрир.», установленного на штурвальной колонке. В полете с помощью этого переключателя пилот при изменении условий полета постоянно балансирует самолет. В этом случае датчик положения строенный ДПС-1 будет измерять балансирующее положение штурвальной колонки, равное триммированному.

$$X_{изт} = X_6. \quad (2.1)$$

Датчик положения ДПС-2 измеряет отклонение штурвала от балансирующего (стриммированного) положения

$$\Delta X = X_{ш} - X_6, \quad (2.2)$$

которое возникает, если происходит маневр с изменением перегрузки n_{ya} .

Проводка управления рулем высоты одинарная, поэтому для обеспечения возможности аварийного управления при отказе одной половины руля высоты используются пружинные тяги, которые имеют усилие предварительной затяжки, равное 80 даН. Далее при увеличении усилия длина тяги изменяется по линейному закону (рис. 2.3).

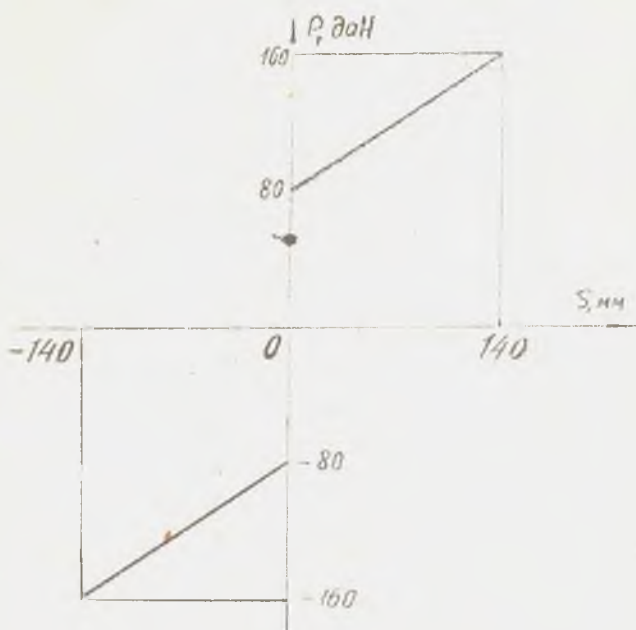


Рис. 2.3. Диаграмма обжатия пружинной тяги

В системе управления рулем высоты установлено два рулевых привода РП-56. Рулевой привод РП-56 является трехкамерным необратимым следящим гидроусилителем с жесткой обратной связью. Усиление мощности создается за счет энергии рабочей жидкости, подводимой к приводу. Питание к приводу подводится одновременно от трех независимых гидросистем, каждая из которых питает только одну отдельную камеру привода. Привод сохраняет работоспособность при отказе одной или двух гидросистем. Максимальное усилие, развиваемое при работе трех каналов, равно 4100 даН, двух каналов — 2600 даН, одного — не менее 1000 даН.

Электрогидравлический рулевой агрегат РА-56 имеет три автономных электрических и гидравлических подканала. Три штока рулевого агрегата кинематически связаны выходным звеном с дифференциальной качалкой (рис. 2.4).

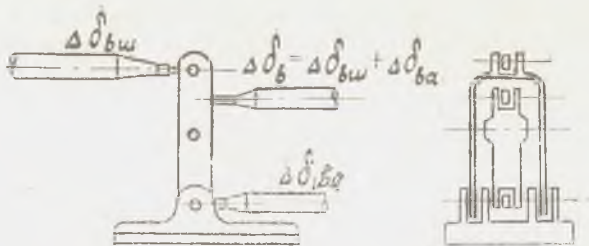


Рис. 2.4. Дифференциальная качалка

Сигнал управления $\Delta \delta_{на}$ формируется в вычислительно-усилительном устройстве по трем независимым, параллельным и одновременно работающим подканалам. При возникновении неисправности в одном из подканалов перемещение штока этого подканала будет отличаться от перемещения других штоков, что позволяет с помощью механического кворум-элемента определить и отключить неисправный подканал. В случае если возникает неисправность еще в одном подканале, продольный канал управления считается отказавшим и отключается.

Центрирующая пружинная тяга применяется в управлении рулем высоты для возвращения в нейтральное положение и удержания в этом положении выходного звена рулевого агрегата РА-56 в случае выключения системы автоматического управления. Диаграмма обжатия центрирующей пружины представлена на рис. 2.5.

Датчик угловой скорости (ДУС) представляет собой двухстепенной гироскоп и служит для измерения угловой скорости тангажа ω_z . Подробно принцип действия ДУСа рассмотрим на примере датчика угловой скорости рысканья.

Дифференциальная качалка представляет собой механическое звено, на котором происходит сложение перемещений от штурваль-

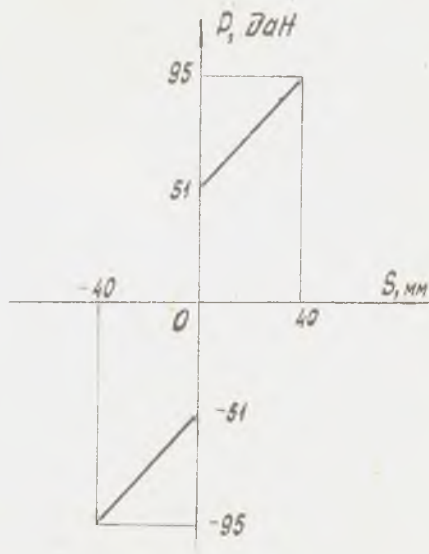


Рис. 2.5. Диаграмма обжатия центрирующей пружины

ной колонки $\Delta \delta_{вш}$ и рулевого агрегата РА-56 системы автоматического управления $\Delta \delta_{ва}$ и передачи суммарного перемещения ($\Delta \delta_{в} = \Delta \delta_{вш} + \Delta \delta_{ва}$) на рулевой привод РП-56 руля высоты (см. рис. 2.4).

Система автоматического продольного управления помимо элементов, представленных на структурной схеме (см. рис. 2.1), включает также:

механизм торможения штурвальных колонок при достижении предельных допустимых значений угла атаки $\alpha_{доп}$ и допустимого значения перегрузки $n_{уа доп}$, усилия «на себя» на штурвальной колонке скачкообразно увеличиваются на 26 ± 7 даН, а при перемещении колонки «от себя» дополнительные усилия не создаются;

следующую тягу для отключения режима автоматической стабилизации тангажа при отклонении колонки пилотом.

Задачи, решаемые системой управления самолетом Ту-154, тесно связаны с его аэродинамическими и летно-техническими характеристиками — это большой диапазон высот (0...12000 м) и скоростей (250...950 км/ч), широкий диапазон центровок (0,18...0,44 в долях САХ) и масс (50...92 т). Поведение и пилотирование самолета в зависимости от перечисленных факторов было бы столь разнообразным, что пилоту при необратимой бустерной системе управления каждый раз надо было привыкать как бы к новому самолету, поскольку основной показатель продольной управляемости P_v^n существенно меняется в зависимости от перечисленных факторов.

Система автоматического управления, несмотря на разнообразие эксплуатационных условий, обеспечивает улучшение демпфирующих свойств самолета и малое изменение показателя продольной управляемости — градиента усилий на штурвальной колонке по перегрузке P_v^n .

Отклонение руля высоты от балансировочного положения будет

$$\Delta \delta_{в} = \Delta \delta_{вш} + \Delta \delta_{ва}, \quad (2.3)$$

где $\Delta \delta_{вш}$ — перемещение руля высоты непосредственно от штурвальной колонки;

$\Delta \delta_{ва}$ — перемещение руля высоты от рулевого агрегата САУ.

Перемещение руля высоты за счет непосредственного отклонения колонки управления

$$\Delta \delta_{вш} = K_{ш0} \Delta X, \quad (2.4)$$

где $K_{ш0}$ — коэффициент передачи от штурвальной колонки к рулю высоты (0,11 град/мм);

$\Delta X = X_{ш} - X_б$ — отклонение штурвальной колонки от балансировочного (стриммированного) положения (см. формулы (2.1), (2.2)).

Передаточное отношение непосредственно от штурвальной колонки к рулю высоты (см. формулу (2.4)) определяется как отношение полного отклонения руля высоты к полному ходу штурвальной колонки [3]:

$$K_{ш0} = \frac{\delta_{в}^{+} - \delta_{в}^{-}}{X_{в}^{+} - X_{в}^{-}} = \frac{16^{\circ} \pm 29^{\circ}}{144 + 263} = 0,111 \text{ град/мм},$$

где $\delta_{в}^{+}, \delta_{в}^{-}$ — предельные отклонения руля высоты соответственно вниз и вверх;

$X_{в}^{+}, X_{в}^{-}$ — ход штурвальной колонки соответственно «от себя» и «на себя».

Рулевой агрегат САУ дополнительно отклоняет руль высоты на угол

$$\Delta \delta_{ва} = -K_{ш0} K_x \Delta X + K_{\omega z} \omega_z, \quad (2.5)$$

где K_x — передаточный коэффициент управляемости;

$K_{\omega z}$ — передаточное число демпфера тангажа (отклонение руля высоты в градусах, приходящихся на один градус в секунду угловой скорости тангажа, $K_{\omega z} = 1 \text{ град/град/с}$);

ω_z — угловая скорость тангажа.

Второй член в законе (2.5) представляет собой отклонение руля высоты за счет работы рулевого агрегата, создающее искусственное демпфирование (демпер тангажа) при наличии угловой скорости тангажа самолета. По мере нарастания угловой скорости тангажа ($\omega_z > 0$) самолет идет на кабрирование, при этом демпер тангажа отклоняет руль высоты вниз от балансирующего положения на угол ($\Delta \delta_{ва} = K_{\omega z} \omega_z > 0$). Создается момент, препятствующий нарастанию угловой скорости тангажа.

Первое слагаемое в законе управления рулем высоты (2.5) обеспечивает в продольном канале управления примерное постоянство градиента усилий на штурвальной колонке по перегрузке. При этом необходимо, чтобы передаточное отношение от колонки к рулю высоты с учетом работы системы автоматического управления изменялось по закону (1.12), т. е. изменялось в зависимости от режима полета, массы и центровки самолета. Рассмотрим отдельно первое слагаемое из закона (2.5):

$$\Delta \delta_{ва1} = -K_{ш0} K_x \Delta X. \quad (2.6)$$

Передаточное отношение с учетом работы САУ можно определить из формул (2.3), (2.4) и (2.6) следующим образом:

$$\Delta \delta_{в} = \Delta \delta_{вш} \Delta \delta_{ва1} - K_{ш0} (1 - K_x) \Delta X$$

или

$$K_{ш} - K_{ш0} (1 - K_x). \quad (2.7)$$

Пусть коэффициент управляемости K_x выбран в виде

$$K_x = (X_0 - X_1)/X_2, \quad (2.8)$$

где $X_0 = 1/K_{ш0} \delta_{вб}$ — балансировочное положение штурвальной колонки;

X_1, X_2 — постоянные величины, подлежащие определению.

Балансировочное положение руля высоты с учетом соотношений (1.3) и (1.5) можно представить следующим образом:

$$\delta_{вб} = - \frac{1}{m_z^{\delta}} (\omega_{z0} + m_z^{c_y} C_{y_{гп}} n_{ya}).$$

Если полагать, что до начала управления самолет совершает прямолинейный полет с постоянной скоростью, то нормальная перегрузка определяется формулой [1] $n_{ya} = \cos \Theta$. Снижение или набор высоты среднемагистрального самолета производится с углами наклона траектории Θ , не превышающими по абсолютной величине 20° ($\cos \Theta \approx 1$). Это позволяет окончательно записать приближенную формулу для балансировочного угла отклонения руля высоты в виде

$$\delta_{вб} = - \frac{1}{m_z^{\delta}} (m_{z0} + m_z^{c_y} \frac{mg}{qS}),$$

где производная m_z^{δ} для самолетов нормальной схемы всегда меньше нуля.

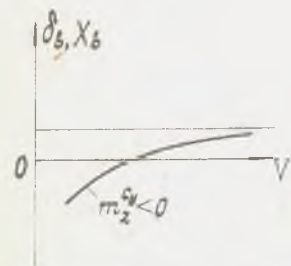


Рис. 2.6. Балансировочная кривая

С ростом скорости балансировочный угол руля высоты для статически устойчивого самолета ($m_z^{c_y} < 0$) увеличивается (рис. 2.6).

Балансировка самолета осуществляется путем отклонения с помощью нажимных выключателей «пикир.—кабрир.» штурвальной колонки «от себя», при этом руль высоты отклоняется вниз на угол $\Delta \delta_{в} = K_{ш0} \Delta X$. Когда самолет будет сбалансирован, штурвальная колонка займет положение, соответствующее следующему значению

$$X_0 = \frac{\delta_{вб}}{K_{ш0}} = - \frac{1}{m_z^{\delta} K_{ш0}} \left(m_{z0} + \frac{m_z^{c_y} mg}{qS} \right). \quad (2.9)$$

Подставим формулу (2.9) в выражение (2.8), а затем полученное выражение в (2.7) и запишем передаточное отношение с учетом работы САУ в следующем виде:

$$K_{ш} = \left[\frac{K_{ш0} (X_2 + X_1)}{X_2} - \frac{m_{z0}}{X_2 m_z^{\delta}} \right] + \frac{g}{X_2 S} \cdot \frac{m_z^{cy} m}{m_z^{\delta} q} \quad (2.10)$$

Для обеспечения постоянства градиента усилий по перегрузке необходимо, чтобы выполнялось условие (1.12), а это означает, что выражение, стоящее в квадратных скобках в формуле (2.10), должно обращаться в ноль, т. е.

$$K_{ш0} m_z^{\delta} (X_2 + X_1) - m_{z0} = 0 \quad (2.11)$$

В этом случае градиент усилий по перегрузке с учетом выражения (1.11) запишется в виде

$$P_{в}^n = -c X_2 \quad (2.12)$$

Величина постоянной X_2 выбирается из условия обеспечения приемлемого значения градиента $P_{в}^n$. Так для самолета Ту-154 $X_2 = 120$ мм, что соответствует следующим значениям градиента:

при работе основного пружинного загрузителя $| \Delta n_{y_2} | \leq 0,7$ (см. рис. 2.2)

$$| P_{в}^n | = 0,14 \cdot 120 = 16,8 \text{ даН,}$$

при работе полетного пружинного загрузителя $| \Delta n_{y_2} | > 0,7$

$$| P_{в}^n | = 0,94 \cdot 120 = 112,8 \text{ даН.}$$

При известном значении X_2 из равенства (2.11) для некоторых средних значений коэффициентов m_z^{δ} и m_{z0} находится величина постоянной X_1 , для самолета Ту-154 $X_1 = 20$ мм.

Для самолетов с бустерной необратимой системой помимо показателя $P_{в}^n$ часто используется другой показатель управляемости — расход штурвальной колонки по перегрузке

$$X_{в}^n = \frac{d X_{в}}{d n_{y_2}} = \frac{P_{в}^n}{c} = X_2 \quad (2.13)$$

Необходимо учитывать, что аэродинамические коэффициенты m_z^{δ} и m_{z0} изменяются в зависимости от режима полета (в основном от числа Маха), поэтому, строго говоря, в выражениях (2.11) — (2.13) следует поставить знак приближенного равенства. И показатели управляемости при всех режимах полета сохраняют примерно постоянные значения. Значение параметра $P_{в}^n$ изменяется в диапазоне 14...18 даН, а параметры $X_{в}^n$ — 100...120 мм [4]. Коэффициент управляемости K_x в законе (2.6) определяется по формуле (см. 2.8) $K_x = (X_6 - 20)/120$. Графическая зависимость коэффициента управляемости K_x от балансировочного положения штурвальной колонки представлена на рис. 2.7.

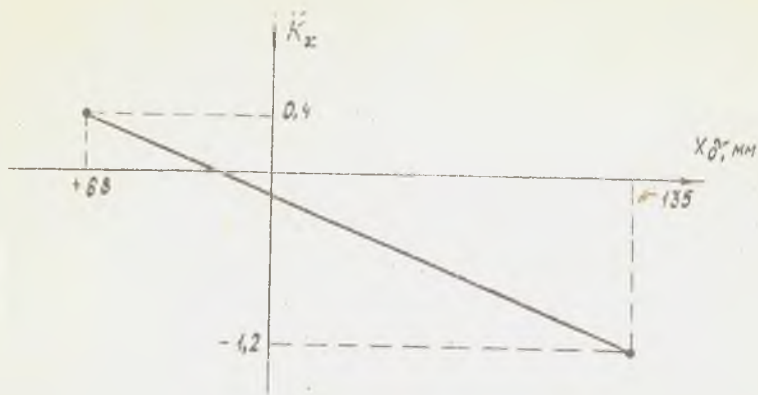


Рис. 2.7. Зависимость коэффициента управляемости от положения штурвальной колонки

При уменьшении массы самолета, смещении центра масс назад (m_z^{Cy} уменьшается) и увеличении скорости полета балансирующее значение угла отклонения руля высоты увеличивается, т. е. руль высоты перемещается вниз, а в соответствии с выражением (2.9) штурвальная колонка перемещается вперед — «от себя». При этом коэффициент управляемости K_x увеличивается, а, следовательно, общий передаточный коэффициент $K_{ш}$ (см. формулу (2.7)) уменьшается. Рассмотрим пример [4]: пусть самолет Ту-154 массой $m = 65000$ кг и с центровкой $X_T = 0,33$ совершает полет на высоте $H = 6000$ м. В табл. приведены основные характеристики управляемости для двух различных скоростей полета.

Скорость, км/ч	$\delta_{вб}$, град	$X_{б}$, мм	K_x	$X_{н}^{п}$, мм	$P_{н}^{п}$, даН	$K_{ш}$, град/мм
$V = 480$	-2	-18	-0,32	119	16,52	0,145
$V = 820$	+5,8	+65	+0,37	118	16,66	0,070

Как видно из табл., с ростом скорости передаточное отношение $K_{ш}$ уменьшается, следовательно, при одном и том же отклонении штурвальной колонки ΔX руль высоты будет отклоняться на меньший угол. При этом градиент усилий по перегрузке будет почти постоянным. Градиенты усилий и перемещений по перегрузке на самолете Ту-154 удовлетворяют требованиям к единым нормам летной годности, в соответствии с которыми $P_{в}^{п} > 10$ даН, $X_{в}^{п} > 50$ мм.

Разберем некоторые возможные отказы в системе продольного управления, имея в виду, что «чем серьезнее последствия отказа, тем меньше должна быть вероятность его появления» [5].

1. Отказ демпфера тангажа приводит к ухудшению затухания колебаний и увеличению заброса по перегрузкам. Поэтому необходима более плавная и сонзмеренная работа штурвала при изменении режимов полета.

2. При отказе АБСУ градиенты усилий и перемещений штурвальной колонки будут существенно зависеть от режима полета, массы и центровки самолета. Балансировка самолета не зависит от работы АБСУ и осуществляется с помощью механизма эффекта триммирования, поэтому изменится пилотирование только на переходных режимах полета. Расходы штурвальной колонки, потребные для увеличения угла атаки и создания перегрузки, на больших скоростях ($V_{пр} = 580$ км/ч) уменьшаются в 1,5—2,0 раза, а на малых скоростях ($V_{пр} = 260$ км/ч) увеличиваются в 1,5—2,0 раза [3]. Самолет будет отличаться большей легкостью продольного управления при полете на больших скоростях и «затяжеленным» управлением при полете на малых скоростях.

3. Серьезным отказом считается выход из строя механизма триммирования, поскольку при этом изменяется пилотирование самолетом не только на переходных, но и на установившихся режимах. Для балансировки самолета необходимо постоянно прикладывать усилия на штурвале. При этом отказе следует отключить дополнительный (полетный) пружинный загрузитель, что приведет к уменьшению возможных усилий на штурвале.

4. Наиболее серьезным отказом механизма триммирования является самопроизвольный уход полностью «от себя» при передних центровках и полностью «на себя» при задних центровках на крейсерском режиме полета.

5. Отказом, приводящим к катастрофическим последствиям, является выход из строя гидравлического рулевого привода рудем высоты. Трехкратное резервирование гидросистемы и гидропривода практически исключает вероятность такого отказа.

Контрольные вопросы

1. Какие функции выполняет АБСУ в режиме штурвального управления?

2. Объясните, каково назначение основных элементов системы продольного управления?

3. От каких факторов зависит характер продольного управления?

4. Какие функции выполняет механизм торможения штурвальной колонки и следящая тяга?

5. Каким образом в системе управления реализуется зависимость полного коэффициента передачи $K_{ш}$ от режима полета, массы и центровки самолета?

6. Почему нельзя обеспечить строгое постоянство градиента усилий на штурвальной колонке по перегрузке?*

7. Каким образом связаны показатели управляемости $P_{в}''$ и $X_{в}''$ в бустерной необратимой системе управления?

2.2. РЕЖИМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

В режиме ААУ осуществляется полет с заданным углом тангажа, полет с постоянной воздушной скоростью, с постоянным числом Маха и с постоянной барометрической высотой. Управление производится посредством изменения положения руля высоты. Закон управления рулем высоты содержит составляющие от сигнала автоматической балансировки, управляющего сигнала, демпфера тангажа и сигнала, компенсирующего наделение высоты при крене,

$$\Delta \delta_{в} = \Delta \delta_{вб} + \Delta \delta_{упр} + K_{\omega z} \omega_z - K_{\gamma} |\gamma|, \quad (2.14)$$

где $\Delta \delta_{вб}$ — отклонение руля высоты при автоматической балансировке;

$\Delta \delta_{упр}$ — отклонение руля высоты, зависящее от режима управления;

K_{γ} — передаточный коэффициент ($K_{\gamma} > 0$);

γ — угол крена.

Изменение балансирующего положения руля высоты в процессе полета приводит к изменению угла тангажа. Если рассогласование между текущим и заданным значениями угла тангажа не превышает 2° , то рулевой агрегат отклонит руль высоты пропорционально этому рассогласованию: $\Delta \delta_{вб} = K_{\psi} \Delta \psi$, где $\Delta \psi = \psi - \psi_{зад}$, ψ — текущее значение угла тангажа; $\psi_{зад}$ — заданное значение угла тангажа.

Если указанное рассогласование превышает 2° , то вступает в работу электродвигатель механизма эффекта триммирования, который перемещает штурвальную колонку, а через механическую проводку и руль высоты в сторону уменьшения рассогласования по углу тангажа. Руль высоты при этом отклоняется с постоянной угловой скоростью $\rho \Delta \delta_{вб} = K_{\psi \dot{\psi}}$, где $K_{\psi \dot{\psi}}$ — передаточный коэффициент интегрирующего звена, $K_{\psi \dot{\psi}} = 0,6$ град/с; $\rho = d/dt$ — оператор дифференцирования.

В результате автоматическая балансировка самолета осуществляется по следующему закону:

$$\Delta \delta_{вб} = K_v \Delta v + K_{vн} (F/p), \quad (2.15)$$

$$\text{где } F = \begin{cases} 0 & \text{при } |\Delta v| \leq 2^\circ; \\ 1 & \text{при } |\Delta v| > 2^\circ. \end{cases}$$

Следовательно, в установившемся полете руль высоты и штурвальная колонка поддерживаются в балансировочном положении, и в случае перехода на режим штурвального управления пилоту не потребуется производить балансировку самолета, что особенно важно в экстренной ситуации.

Демпфер тангажа ($K_{\omega_z} \omega_z$) в режиме автоматического управления имеет тот же закон, что и в режиме штурвального управления (см. формулы (2.5) и (2.14)). Для компенсации потери высоты при крене в закон управления (2.14) введен член $K_\gamma |\gamma|$, который показывает, насколько отклонится руль высоты вверх при наличии крена ($K_\gamma > 0$).

В режиме ААУ предусматривается стабилизация четырех параметров: угла тангажа, воздушной скорости, числа Маха и высоты полета. Для стабилизации угла тангажа используется пропорционально-интегральный закон управления (2.15), однако следует иметь в виду, что стабилизация угла тангажа — угла между продольной осью самолета и местной горизонтальной плоскостью — как правило, не требуется.

Стабилизация высоты полета в САУ реализуется с помощью пропорционально-интегрального закона управления

$$\Delta \delta_{\text{впр}}^h = K_h (h - h_3) + (K_{hн}/p) (h - h_3), \quad (2.16)$$

где h_3 — заданная барометрическая высота полета;

h — текущее значение барометрической высоты полета;

$K_h, K_{hн}$ — передаточные коэффициенты.

Рассмотрим случай, когда второе слагаемое в законе управления (2.16) отсутствует, т. е. $K_{hн} = 0$. Пусть самолет, например вследствие выгорания топлива, начал набирать высоту, при этом появляется ошибка $\Delta h = h - h_3 > 0$, и руль высоты отклоняется вниз на угол $\Delta \delta_{\text{впр}}^h = K_h \Delta h > 0$. Самолет пойдет на снижение, но прежней высоты не достигнет, поскольку если бы он снизился до $h = h_3$, руль высоты вернулся бы в прежнее положение $\Delta \delta_{\text{впр}}^h = 0$. А в связи с тем, что на этой высоте (и на прежнем угле атаки) подъемная сила больше силы тяжести, самолет опять начнет набор высоты. Следовательно, самолет никогда не достигнет заданной высоты, и всегда будет иметь место некоторая статическая ошибка. Для ее ликвидации и служит второе слагаемое в законе (2.17), благодаря которому руль высоты будет отклоняться с угловой скоростью, пропорциональной ошибке по высоте $p \delta_{\text{впр}}^{hн} = (d/dt) (\delta_{\text{впр}}^h) = K_{hн} (h - h_3)$. Руль высоты остановится в новом балансировочном положении на заданной высоте, когда $(h - h_3)$ станет равным нулю.

Таким образом, пропорциональная составляющая быстро реагирует на изменение высоты и компенсирует основную часть ошибки $\Delta h = h - h_3$, а интегрирующая составляющая со сравнительно низким коэффициентом усиления K_{hi} постепенно устраняет оставшиеся ошибки.

От величины передаточных коэффициентов K_h, K_{hi} зависит реакция системы на внешние возмущения. Увеличение этих коэффициентов ведет не только к повышению точности стабилизации высоты, но и к появлению заметных вертикальных перегрузок, при которых полет становится менее комфортабельным. При уменьшении K_h и K_{hi} система ведет себя более «спокойно», но ошибки выдерживания высоты увеличиваются.

Необходимость стабилизации воздушной скорости полета с помощью руля высоты возникает на этапах набора высоты и снижения. При этом имеют место ограничения как на минимальную скорость полета (выход на критические углы атаки), так и на максимальную (прочность элементов конструкции). Закон стабилизации скорости аналогичен закону (2.17) и имеет вид $\Delta \delta^V_{упр} = K_V (V - V_3) + (K_{Vi}/\rho) (V - V_3)$, где V_3 — заданная воздушная скорость; V — текущая воздушная скорость; K_V, K_{Vi} — передаточные коэффициенты.

На больших высотах максимальная скорость полета ограничена из-за возможного превышения критического для данного типа самолета числа Маха. Поэтому для обеспечения полета на максимально возможной скорости возникает необходимость стабилизации числа Маха, близкого к критическому значению. При этом используется также пропорционально-интегральный закон управления

$$\Delta \delta^M_{упр} = K_M (M - M_3) + (K_{Mi}/\rho) (M - M_3),$$

где M_3 — заданное число Маха; M — текущее число Маха; K_M, K_{Mi} — передаточные коэффициенты.

Контрольные вопросы

1. Будет ли отклоняться руль высоты в режиме автоматического управления при наличии крена?
2. При каких условиях и почему в процессе полета в режиме автоматического управления будет перемещаться штурвальная колонка?
3. Почему для стабилизации высоты полета, скорости и числа Маха используется пропорционально-интегральный закон управления?
4. В каких случаях возникает необходимость стабилизации воздушной скорости и числа Маха?

3. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Под боковой статической устойчивостью понимают тенденцию самолета к ликвидации приращения угла скольжения. Боковая устойчивость включает в себя два понятия: *путевая* (флюгерная) *устойчивость* — стремление к ликвидации приращения угла скольжения движением рыскания и *поперечная устойчивость* — стремление к ликвидации приращения угла скольжения движением крена.

Необходимыми условиями путевой и поперечной статической устойчивости самолета являются

$$\frac{\partial m_y}{\partial \beta} = m_y^\beta < 0, \quad \frac{\partial m_x}{\partial \beta} = m_x^\beta < 0,$$

где m_x, m_y — коэффициенты проекций вектора аэродинамического момента на продольную и вертикальную оси самолета;

β — угол скольжения.

Термин «путевая устойчивость» не точен, так как определяет не выдерживание самолетом заданного ему направления, а его свойства устранять возникающий угол скольжения. Самолет, обладающий путевой устойчивостью, при боковом возмущении не возвращается к исходному направлению полета, а лишь поворачивается в направлении нового вектора скорости, поэтому в этом случае более точным является термин «флюгерная устойчивость».

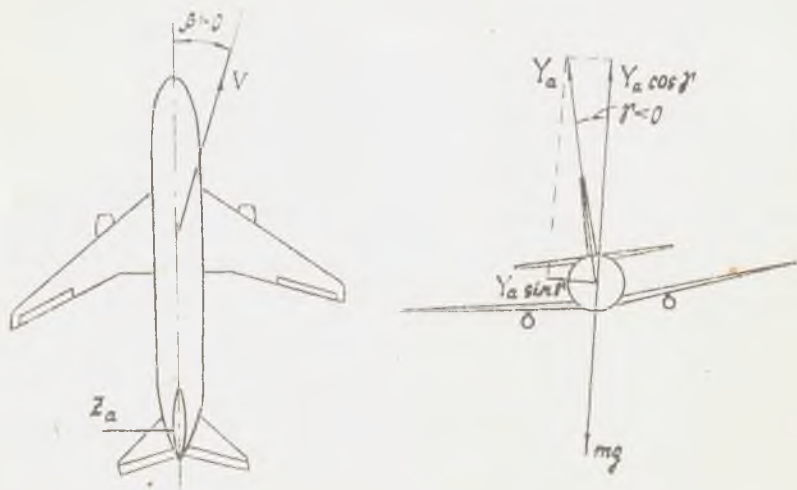


Рис. 3.1. Схема действия аэродинамических сил на самолет при наличии скольжения

При наличии скольжения на правое крыло ($\beta > 0$) возникнет из-за бокового обдува фюзеляжа и вертикального оперения боковая сила Z_a (рис. 3.1), момент которой относительно центра масс $M_y < 0$ развернет самолет в сторону скольжения. Эти рассуждения справедливы для статически устойчивого в флюгерном отношении самолета. Для пассажирских самолетов центр давления фюзеляжа находится впереди центра масс самолета, и поэтому фюзеляж создает дестабилизирующий момент при скольжении. Реальным конструктивным средством повышения флюгерной устойчивости является увеличение площади вертикального оперения.

Степень поперечной устойчивости зависит в основном от формы крыла (особенно от угла стреловидности), угла поперечного V-крыла и интерференции между крылом и фюзеляжем. Стреловидность увеличивает степень поперечной устойчивости m_x^{β} . При наличии скольжения ($\beta > 0$) на опережающем крыле по отношению к воздушному потоку (в данном случае — правом) возникнет дополнительная подъемная сила, которая создает крен самолета $\gamma < 0$ на отстающее крыло. При крене самолета возникнет горизонтальная проекция подъемной силы (см. рис. 3.1), которая вначале ничем не уравновешена. Под действием этой силы самолет получит дополнительную поступательную скорость движения в левую сторону, что приведет к ликвидации скольжения. Другими словами, скольжение всегда сопровождается креном, а крен — скольжением.

Действие боковой силы Z_a в левую сторону (см. рис. 3.1) можно вызвать перемещением левой педали управления рулем направления вперед, что приведет к скольжению на правое крыло. Если самолет кренится на крыло соответствующей педали (в данном случае левой), то он устойчив в поперечном отношении. Поперечная устойчивость не обеспечивает хорошей стабилизации самолета по крену. Излишне большая поперечная устойчивость является причиной возникновения бокового колебательного движения, затрудняющего пилотирование самолета. А поскольку собственное поперечное демпфирование самолета в таких случаях мало, то необходимо предусмотреть включение в систему управления демпфера колебаний. Эффективным средством регулирования степени поперечной устойчивости является угол поперечного V. Для снижения устойчивости крылу придают отрицательный угол поперечного V, а для увеличения — положительный.

Иначе обстоит дело с путевой устойчивостью. Ее увеличение улучшает стабилизацию положения самолета в горизонтальной плоскости. Чем выше путевая устойчивость, тем меньшие углы скольжения возникают при одном и том же возмущении, тем стабильнее самолет сохраняет свое положение в воздухе.

Приведем некоторые основные количественные показатели поперечной и путевой управляемости:

градиент усилий штурвала по крену $P_{\gamma_3} = \frac{\partial P_{\Sigma}}{\partial \gamma}$,

градиент усилий на педалях по крену $P_{\gamma_3} = \frac{\partial P_{\Pi}}{\partial \gamma}$,

градиент усилий на штурвале по угловой скорости крена

$$P_{\dot{\omega}_x} = \frac{\partial P_{\Sigma}}{\partial \dot{\omega}_x},$$

градиенты усилий на педалях по угловым скоростям крена

и рысканья $P_{\dot{\omega}_x} = \frac{\partial P_{\Pi}}{\partial \dot{\omega}_x}$, $P_{\dot{\omega}_y} = \frac{\partial P_{\Pi}}{\partial \dot{\omega}_y}$.

Аналогичные показатели записываются и для перемещений штурвала и педалей.

Эффективность элеронов определяется производной $\omega_x^{\delta} = \frac{\partial \omega_x}{\partial \delta_a}$, которая показывает, какую угловую скорость крена приобретает самолет при отклонении элеронов на один градус.

Поперечное управление является основным в боковом управлении, а путевое управление служит для парирования возмущений от несимметрии тяги, возможных аэродинамических возмущений и ветровых возмущений. «Большинство самолетов достаточно легко управляется и без руля направления при условии, что не происходит отказ боковых двигателей и что посадка самолета осуществляется без значительных боковых составляющих ветра» [5].

Контрольные вопросы

1. Что понимается под боковой статической устойчивостью самолета?
2. Какое влияние оказывает угол стреловидности и угол поперечного V-крыла на поперечную устойчивость?
3. Почему вредна излишняя поперечная устойчивость?
4. От каких конструктивных параметров зависит флюгерная устойчивость?

4. СИСТЕМА ПОПЕРЕЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ

4.1. РЕЖИМ ШТУРВАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

В режиме штурвального управления в канале крена АБСУ обеспечивает улучшение демпфирующих свойств самолета по крену, ликвидирует излишнюю поперечную устойчивость, свойственную самолетам со стреловидным крылом, исключает влияние упругости крыла и делает управление по крену плавным.

Структурная схема управления в поперечном канале приведена на рис. 4.1.

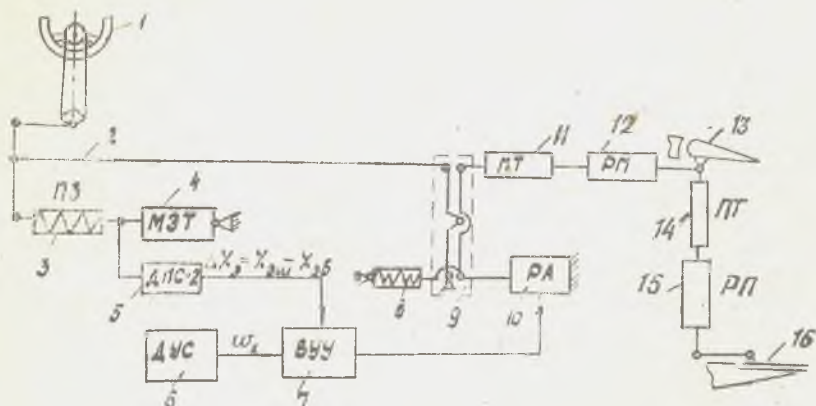


Рис. 4.1. Структурная схема системы управления элеронами

В состав этой системы входят следующие основные элементы: штурвал 1, тяги управления 2, пружинный загрузатель 3, механизм эффекта триммирования 4, датчик положения строенный ДПС-2 5, датчик угловой скорости крена 6, вычислительно-усилительное устройство 7, центрирующая пружина рулевого агрегата 8, дифференциальная качалка 9, рулевой агрегат 10, пружинная тяга 11, рулевой привод элерона 12, элерон 13, пружинная тяга 14, рулевой привод элерона-интерцептора 15, элерон-интерцептор 16.

Столь подробно как система продольного управления (см. разд. 2) данная система описываться не будет, поскольку обе системы во многом схожи по составу и функциям отдельных элементов. Отметим лишь некоторые особенности. В системе поперечного управления механизм эффекта триммирования обеспечивает снятие усилий на штурвале в пределах хода штурвала $\pm 31^\circ$, что соответствует отклонению элеронов в пределах $\pm 5^\circ$. Предварительная затяжка пружинного загрузателя силой 2...3 даН обеспечивает центрирование штурвала в нейтральном положении.

Для улучшения поперечного управления на самолете Ту-154 используются элерон-интерцепторы (или внешние интерцепторы), которые позволяют устранить явление, называемое *реверсом элеронов*, свойственное самолетам со стреловидным тонким крылом большого удлинения. Поперечное управление осуществляется совместным действием элеронов и элеронов-интерцепторов. Рулевой привод элеронов-интерцепторов механически свя-

зан с элеронами. При отклонении элерона вверх на угол свыше $1,5^\circ$ элерон-интерцептор начинает отклоняться также вверх, и при $\delta_\varepsilon = 20^\circ$ интерцептор отклоняется на угол $\delta_{\varepsilon\text{ин}} = 45^\circ$. На противоположном крыле, где элерон отклоняется вниз, интерцептор остается в неотклоненном положении.

Отклонение элеронов определяется поворотом штурвала и перемещением штока рулевого агрегата:

$$\Delta \delta_\varepsilon = \Delta \delta_{\varepsilon\text{ш}} + \Delta \delta_{\varepsilon\text{а}}, \quad (4.1)$$

где $\Delta \delta_{\varepsilon\text{ш}}$ — перемещение элеронов непосредственно от штурвала;

$\Delta \delta_{\varepsilon\text{а}}$ — перемещение элеронов за счет рулевого агрегата САУ.

Перемещение элеронов за счет поворота штурвала

$$\Delta \delta_{\varepsilon\text{ш}} = K_{\text{ш}\varepsilon} \Delta X_\varepsilon, \quad (4.2)$$

где $K_{\text{ш}\varepsilon}$ — коэффициент передачи от штурвала к элеронам ($K_{\text{ш}\varepsilon} = 0,16$);

$\Delta X_\varepsilon = X_{\varepsilon\text{ш}} - X_{\varepsilon\text{б}}$ — отклонение штурвала от балансировочного положения.

Рулевой агрегат дополнительно отклоняет элероны на угол

$$\Delta \delta_{\varepsilon\text{а}} = K_{\text{ш}\varepsilon} \frac{1}{T_2 p + 1} \Delta X_\varepsilon + K_{\omega_\varepsilon} \frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \omega_\varepsilon, \quad (4.3)$$

где T_1, T_2 — постоянные времени, $T_1 = 1,6$ с, $T_2 = 0,4$ с;

K_{ω_ε} — передаточное число демпфера крена ($K_{\omega_\varepsilon} = 1,5$).

Первая составляющая закона управления представляет собой апериодическое (или инерционное) звено, переходная характеристика которого имеет вид, представленный на рис. 4.2. При мгновенном перемещении штурвала на ΔX_ε элероны будут отклоняться по закону

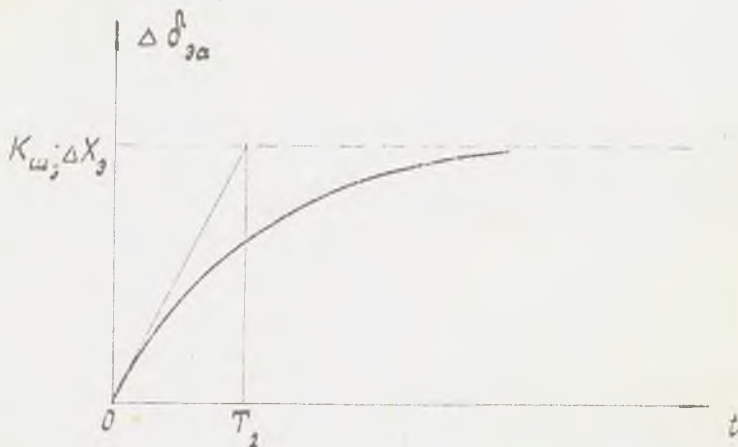


Рис. 4.2. Зависимость угла отклонения элеронов от времени за счет работы рулевого агрегата САУ

$$\Delta \delta_{эa} = K_{шэ} \Delta X_{э} (1 - e^{-t/T_2}). \quad (4.4)$$

Данное звено в законе управления (4.3) выполняет две функции: благодаря плавному отклонению элеронов (см. формулу (4.4)) снижается влияние упругости крыла, которая в большей степени имеет место для тонкого стреловидного крыла большого удлинения;

увеличивается эффективность поперечного управления, так как из-за составляющей от рулевого агрегата элероны отклоняются на угол, равный углу отклонения элеронов за счет непосредственно штурвала (см. формулы (4.1) и 4.4), тем самым удваивается суммарный угол отклонения элеронов.

При установившемся движении ($t \rightarrow \infty$) перемещение элеронов от штурвала и рулевого агрегата составит $\Delta \delta_{э \text{ уст}} = 2 K_{шэ} \Delta X_{э}$.

В разд. 3 было показано, что для самолетов со стреловидным крылом излишняя поперечная устойчивость вызывает боковое колебательное движение, не обеспечивает хорошей стабилизации самолета по крену и затрудняет тем самым пилотирование самолета. Для гашения этих колебаний используется демпфер крена с изодромным звеном (см. формулу (4.3))

$$\Delta \delta_{эa} = K_{\omega \varepsilon} \frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \omega_x.$$

Это соотношение можно представить в виде инерциального звена для углового ускорения ε

$$\Delta \delta_{эa} = K_{\omega \varepsilon} \frac{T_1}{T_1 p + 1} \varepsilon_x, \quad (4.5)$$

где $\varepsilon_x = p \omega_x = \frac{d \omega_x}{dt}$ — угловое ускорение крена.

При действии на самолет момента крена (возмущающий, управляющий или восстанавливающий) демпфер крена согласно закону (4.5) создает момент, противоположный моменту, вызывающему угловое ускорение ε_x . При установившейся скорости крена $\omega_x \approx \text{const}$, возникающей при отклонении элеронов, демпфер не препятствует этому движению, так как ускорение ε_x близко к нулю.

Демпфер крена устраняет также явление, называемое *зависимостью самолета по крену* [4]. Это явление заключается в том, что при малых скоростях полета при отклонении элеронов угловая скорость крена ω_x вначале увеличивается, а затем уменьшается. Демпфер обеспечивает стабилизацию скорости ω_x при отклонении элеронов.

Контрольные вопросы

1. Какие функции выполняют элероны-интерцепторы?
2. Почему элероны-интерцепторы отклоняются только вверх?
3. Какие задачи выполняет система автоматического управления в канале крена в режиме штурвального управления?
4. Почему после быстрого поворота штурвала элероны продолжают отклоняться?
5. Каким образом парируется излишняя поперечная устойчивость самолета Ту-154?
6. В чем назначение центрирующей пружины рулевого агрегата в системе поперечного управления?
7. Как изменится поперечное управление самолетом при выходе из строя АБСУ?

4.2. РЕЖИМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

В режиме автономного автоматического управления в канале крена осуществляется координированный разворот с углами крена до 30° или координированный разворот на заданный угол курса с последующей его стабилизацией.

При развороте с заданным креном закон управления имеет вид

$$\Delta \delta_3 = K_T \left(\gamma - \frac{1}{T_T p + 1} \gamma_3 \right) + K_{\omega_x} \frac{T_p}{T_T p + 1} \omega_x, \quad (4.5)$$

где K_T — передаточный коэффициент; γ — текущее значение крена; γ_3 — заданное значение крена ($|\gamma_3| \leq 30^\circ$); $\frac{1}{T_T p + 1}$ — инерционное звено для плавного ввода заданного крена при отклонении рукоятки задатчика крена.

Вторая составляющая в законе (4.6) представляет собой демпфер крена (см. формулы (4.3) и (4.5)).

По окончании разворота рукоятка задатчика крена устанавливается в нулевое положение ($\gamma_3 = 0$), самолет по истечении некоторого времени перейдет в нулевой крен, и изменение курса прекратится. При развороте на заданный угол курса на пилотажно-командном приборе кремальерой устанавливается заданный курс, отличный от текущего. При этом происходит отклонение элеронов по следующему закону:

$$\Delta \delta_3 = K_\psi (\psi - \psi_3) + K_\gamma \gamma + K_{\omega_x} \frac{T_p}{T_T p + 1} \omega_x, \quad (4.7)$$

где K_ψ — передаточный коэффициент; ψ — текущее значение курса; ψ_3 — заданное значение курса.

Согласно уравнению (4.7) элероны отклонятся на угол, пропорциональный рассогласованию между текущим курсом и заданным ($\psi - \psi_3$). Нарастание крена прекратится, когда сигнал заданного курса $K_\psi (\psi - \psi_3)$ уравновесится сигналом текущего крена $K_\gamma \gamma$ и элероны установятся в нейтральном положении, при этом имеет место равенство

$$K_\psi (\psi - \psi_3) + K_\gamma \gamma + K_{\omega x} \frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \omega_x = 0. \quad (4.8)$$

Из равенства (4.8) определяется угол крена, с которым совершается разворот. В процессе разворота рассогласование ($\psi - \psi_3$) уменьшается, что приводит к уменьшению текущего крена, который при $\psi - \psi_3$ обратится в нуль. Далее самолет переходит в режим автоматической стабилизации заданного курса.

Контрольные вопросы

1. Каким образом изменяется угол крена при автоматическом развороте на заданный угол курса?

5. СИСТЕМА ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ

В режиме итурвального управления в канале курса перемещение руля направления определяется перемещением педалей и перемещением рулевого агрегата (рис. 5.1): $\Delta \delta_n = \Delta \delta_{нш} + \Delta \delta_{нл}$.

Перемещение руля за счет отклонения педалей $\Delta \delta_{нш} = K_{шн} \Delta X_{ш}$, где $K_{шн}$ — коэффициент передачи от педалей к рулю

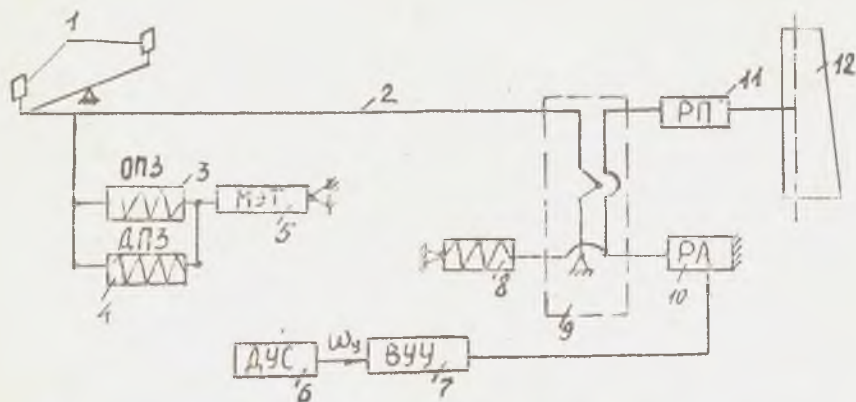


Рис. 5.1. Структурная схема системы управления рулем направления

направления ($K_{ши} = 0,195$ град/мм); $\Delta X_n = X_n - X_{н0}$ — отклонение педалей от балансировочного положения.

Рулевой агрегат дополнительно отклоняет руль направления на угол

$$\Delta \delta_{на} = K_{\omega_y} \frac{T_3 \rho}{T_3 \rho + 1} \omega_y, \quad (5.1)$$

где K_{ω_y} — передаточное число демфера рыскания ($K_{\omega_y} = 2,5$ с); T_3 — постоянная времени ($T_3 = 2,5$ с); ω_y — угловая скорость рыскания.

Структурная схема канала курса представлена на рис. 5.1.

В состав этой системы входят следующие основные элементы: педали 1, тяги управления 2, основной пружинный загрузатель 3, дополнительный пружинный загрузатель 4, механизм триммерного эффекта 5, датчик угловой скорости рыскания 6, вычислительно-усилительное устройство 7, центрирующая пружина рулевого агрегата 8, дифференциальная качалка 9, рулевой агрегат 10, рулевой привод руля направления 11, руль направления 12.

Угол отклонения руля направления при полном ходе выходного звена рулевого агрегата САУ составляет $\pm 10^\circ$ (максимальный угол отклонения руля направления равен $\pm 25^\circ$).

Загрузка педалей осуществляется основным и дополнительными пружинными загрузателями. Дополнительные пружинные загрузатели включаются при уборке закрылков и служат, как и в канале тангажа, для того, чтобы затруднить пилоту отклонение руля направления на большие углы (рис. 5.2). Основной пружинный загрузатель триммуется в пределах $\pm 5^\circ$ по углу отклонения руля направления.

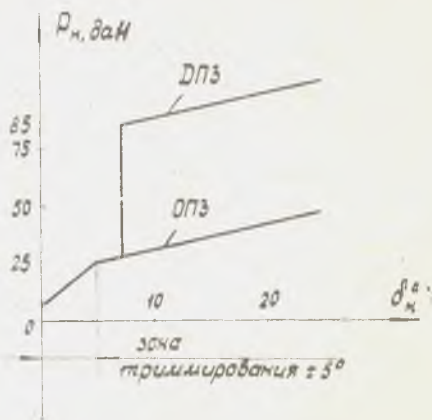


Рис. 5.2. Зависимость усилий на педалях управления от их перемещения

В канале рыскания САУ искусственным образом улучшает демпфирующие свойства самолета. Исходным сигналом для демпфера курса является угловая скорость ω_y (см. формулу (5.1)). Датчик угловой скорости рыскания представляет собой двухстепенной гироскоп (рис. 5.3).

При возникновении угловой скорости ω_y ротор 1 гироскопа под действием гироскопического момента будет стремиться по-

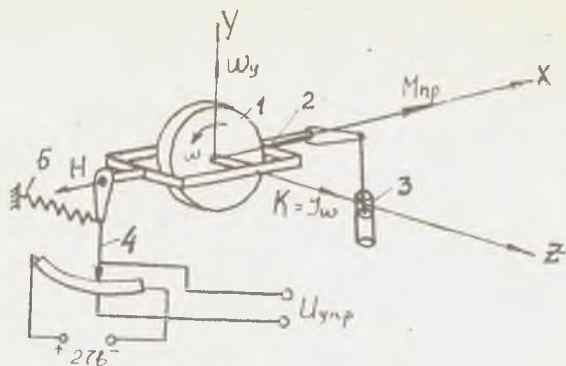


Рис. 5.3. Гироскопический датчик угловой скорости

вернуться таким образом, чтобы совместить собственную ось вращения с осью поворота. При этом гироскопический момент будет пропорционален угловой скорости ω_y , т. е. $H = \omega_y J \omega$, где J — момент инерции ротора 1 ; ω — собственная угловая скорость вращения ротора. Поворот рамки 2 гироскопа будет происходить до тех пор, пока гироскопический момент H не уравновесится моментом пружины 5 $M_{пр} = c\phi$, где c — жесткость пружины; ϕ — угол поворота рамки 2 . Следовательно, измеряемая угловая скорость ω_y будет пропорциональна углу отклонения щетки потенциометра 4 : $\omega_y = (c/J\omega)\phi$.

Для гашения колебаний рамки гироскопа служит демпфер 3 (см. рис. 5.3). Изодромное звено в демпфере рыскания исключает прохождение постоянной составляющей угловой скорости, и при выполнении длительных разворотов самолета руль направления будет находиться вблизи нейтрального положения. Демпфер рыскания (5.1) реагирует на угловое ускорение $\varepsilon_y = p\omega_y$, поэтому парирование возмущений происходит в самом начале процесса, когда еще нет заметных изменений по курсу.

В автоматическом режиме поперечное и путевое управление осуществляется с помощью элеронов. Руль направления в автоматическом режиме играет роль демпфера рыскания. Отклонения руля направления с демпфером описываются следующим законом:

$$\Delta\delta_n = K_{ny} \frac{T_2 p}{T_2 p + 1} \omega_y.$$

Первым в системах управления стали применять именно демпфер рыскания, так как аэродинамическими средствами не удавалось достигнуть существенного улучшения затухания боковых колебаний на больших высотах и при посадке. Увели-

чение площади вертикального оперения улучшает демпфирование, но одновременно повышает восприимчивость самолета к горизонтальным порывам ветра, которые достигают на больших высотах скоростей порядка 200...240 км/ч [2]. Эффективным средством улучшения боковой динамической устойчивости, не требующим конструктивных изменений самолета, является демпфер рыскания.

Контрольные вопросы

1. Какую роль играет дополнительный пружинный загрузитель в системе управления рулем направления?
2. Что из себя представляет и как работает датчик угловой скорости?
3. В каких полетных ситуациях необходимо применять механизм эффекта триммирования?
4. Какое положение займет руль направления при полете с постоянным углом крена, не равным 0?

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Аэромеханика самолета / Под ред. А. Ф. Бочкарева и В. В. Андреевского. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.
2. Склянский Ф. И. Управление сверхзвукового самолета. М.: Машиностроение, 1964. 388 с.
3. Аэродинамика самолета ТУ-154. М.: Транспорт, 1977. 304 с.
4. Лигум Т. И. Аэродинамика и динамика полета турбореактивных самолетов. М.: Транспорт, 1979. 319 с.
5. Дэвис Д. Пилотирование больших реактивных самолетов. М., 1975.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
1. Характеристики продольной управляемости	5
2. Система продольного управления	10
2.1. Режим штурвального управления	10
2.2. Режим автоматического управления	22
3. Боковая устойчивость и управляемость	25
4. Система поперечного управления	27
4.1. Режим штурвального управления	27
4.2. Режим автоматического управления	31
5. Система путевого управления	32
Библиографический список	35

Составитель *Владимир Степанович Аслапов*

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ Ту-154

Редактор *Е. Д. Антонова*
Техн. редактор *Н. М. Каленюк*
Корректор *Н. С. Куприянова*

Свод. тем. л. № 120

Сдано в набор 1.06.89 г. Подписано в печать 14.07.89 г.
ЕО 00243. Формат 60×84 1/16.
Бумага оберточная. Печать высокая.
Гарнитура литературная.
Усл. л. л. 2,2. Уч.-изд. л. 2,0. Т. 300 экз.
Заказ 517. Цена 10 к.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С. П. Королева,
443086, Куйбышев, Московское шоссе, 34.

Тип. ЭОЗ Куйбышевского авиационного института.
443001, Куйбышев, ул. Ульяновская, 18.