
ТРУДЫ
МОСКОВСКОГО ИНСТИТУТА
ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

Основаны в 2010 году

Выпуск 10

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ
ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Под общей редакцией доктора технических наук А. Г. Кузнецова

Москва
2015



УДК 629.7.05

АНАЛИТИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ ДЕМПФЕРА ТАНГАЖА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЛИНЕАРИЗОВАННЫХ СИЛОВЫХ УРАВНЕНИЙ ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

В. Е. КУЛИКОВ, д. т. н., профессор,
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

На основе процедуры линеаризации модели продольного углового движения самолета получена полная передаточная функция угловой скорости тангажа с использованием безразмерных аэродинамических коэффициентов самолета, что позволяет наглядно оценивать влияние его конструктивных характеристик и режимов полета на устойчивость углового движения. Получено аналитическое решение для обратной связи демпфера тангажа с целью сохранения желаемой степени устойчивости самолета в эксплуатационной области применения путем формирования дополнительного демпфирующего момента к соответствующему моменту свободного самолета. Предложен общий закон коррекции передаточного числа демпфера тангажа с фиксированной структурой для дозвукового самолета, обеспечивающего заданные характеристики устойчивости контура демпфирования.

Ключевые слова: аэродинамические параметры, линеаризация, демпфер тангажа, коэффициент затухания, закон коррекции

SYNTHESIS AND ANALYSIS DAMPER PITCH USING POWER AERODYNAMIC PARAMETERS OF THE LINEARIZED EQUATIONS LONGITUDINAL MOTION AIRPLANE

V. E. KULIKOV, Dr Sc in Engineering, professor
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' JSC

Basing on procedure of linearization angular moving model of the plane, the final transfer function of pitch angular velocity has been received. This transfer function has been received by using of dimensionless aerodynamic coefficients of the plane and allows seeing the dependence between stability of angular movement and constructive characteristic and flying regimes. Analytic decision for the feedback of pitch damper has been received to keep the level of plane stability in the exploitation diapason. This task will be able to complete by forming one more damping moment of force for following moment of force for free plane. Universal correction law of pitch damping coefficient with the constant structure for the subsonic airplane regime of the plane was developed and can provide necessary characteristics meanings of damper stability.

Keywords: aerodynamic parameters, linearization, damper pitch, damping factor, correction law

Основной объем оценок характеристик устойчивости автоматизированного самолета приходится на угловое движение летательного аппарата относительно центра масс, которое допускает рассмотрение его моделей в линейном приближении. Вообще говоря, линеаризуемость уравнений движения механических систем определяется возможностью получения для физических объектов асимптотического приближения его описания к структурно полной модели, устанавливающей основные связи между параметрами движения. В этом смысле свойство линеаризуемости является фундаментальным для исследования устойчивости движения. Условие устойчивости в малом [1], при котором исследуемой величине дают малое приращение, является необходимым условием устойчивости, а для систем с постоянными коэффициентами – достаточным и в большом.

То есть при малых отклонениях параметров движения динамической системы от состояния равновесия правильное суждение об устойчивости можно получить, используя линеаризацию исходного нелинейного уравнения. Согласно теореме А. М. Ляпунова об устойчивости движения по первому приближению возможно суждение об устойчивости нелинейных систем по их линеаризованным уравнениям – уравнениям первого приближения [2].

Тогда устойчивость свободной линейной системы не зависит от вида правой части дифференциального уравнения движения и определяется только его характеристическим уравнением.

Рассмотрим продольное угловое движение самолета, взаимодействующая группа уравнений которого на основании [3] имеет вид:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - \left[n_{y_a} - (\sin \vartheta \sin \alpha + \cos \vartheta \cos \gamma \cos \alpha) \right] \times \frac{g}{V \cos \beta}, \\ \dot{\omega}_z = \frac{q S b_a}{J_z} m_z, \\ n_{y_a} = \frac{1}{m_c g} (R \sin \alpha + q S c_{y_a}). \end{cases} \quad (1)$$

где α – угол атаки, β – угол скольжения, ω_z – угловая скорость вращения по оси Z , n_{y_a} – нормальная перегрузка в скоростной системе координат, ϑ – угол тангажа, γ – угол крена, V – модуль вектора воздушной скорости полета, g – ускорение свободного падения, q – скоростной напор, S – площадь крыла, b_a – средняя аэродинамическая хорда крыла, J_z – осевой момент инерции самолета относительно оси Z , m_c – масса самолета, R – сила тяги двигателей, m_z – безразмерный аэродинамический коэффициент момента по оси Z (момент тангажа), c_{y_a} – безразмерный аэродинамический коэффициент подъемной силы в скоростной



системе координат. Заметим, что уравнения (1) записаны в системе измерения СИ.

Проведем линеаризацию уравнений движения (1) по параметрам α , β и ω_z относительно балансировочного положения самолета, при котором имеет место выполнение условий

$$\dot{\alpha} = 0, \dot{\omega}_z = 0. \quad (2)$$

Выполнение условий (2) обеспечивается согласно (1) при следующих равенствах:

$$\begin{cases} m_z = 0, \\ n_{y_a \text{ бал}} - \sin \vartheta \sin \alpha_{\text{бал}} - \cos \vartheta \cos \gamma \cos \alpha_{\text{бал}} - \frac{\omega_z \text{ тр} V \cos \beta_{\text{бал}}}{g} = 0. \end{cases} \quad (3)$$

Здесь $n_{y_a \text{ бал}}$ – балансировочная нормальная перегрузка в скоростной системе координат; $\alpha_{\text{бал}}$, $\beta_{\text{бал}}$ – балансировочные значения соответственно углов атаки и скольжения; $\omega_z \text{ тр}$ – составляющая траекторной угловой скорости вращения тангажа, вызванная не изменением момента вращения относительно центра масс, а действием эйлеровой силой инерции [4] при маневре с искривлением траектории полета самолета на установившейся скорости $V = \text{const}$. В дальнейшем будем полагать $\beta_{\text{бал}} = 0$, а значит и $\cos \beta_{\text{бал}} = 1$.

Как известно [5] аэродинамические коэффициенты сил и моментов зависят от кинематических параметров движения летательного аппарата. В рамках гипотезы гармоничности при дозвуковых скоростях выражения для коэффициентов c_{y_a} и m_z могут быть записаны в виде линейной суммы произведений производных этих коэффициентов по кинематическим параметрам (и их производным) и собственно кинематических параметров, а именно

$$\begin{cases} \tilde{c}_{y_a} = c_{y_{a_0}} + \tilde{c}_{y_a}^{\alpha} \alpha + \tilde{c}_{y_a}^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \tilde{c}_{y_a}^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z + \tilde{c}_{y_a}^{\dot{\bar{\omega}}_z} \dot{\bar{\omega}}_z + \tilde{c}_{y_a}^{\delta_{\text{рв}}} \delta_{\text{рв}}, \\ \tilde{m}_z = m_{z_0} + \tilde{m}_z^{\alpha} \alpha + \tilde{m}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \tilde{m}_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z + \tilde{m}_z^{\dot{\bar{\omega}}_z} \dot{\bar{\omega}}_z + \tilde{m}_z^{\delta_{\text{рв}}} \delta_{\text{рв}}. \end{cases} \quad (4)$$

В обозначениях коэффициентов (4) верхним знаком «волна» подчеркнута их принадлежность к продувочным (расчетным) центровкам. Коэффициенты $c_{y_{a_0}}$ и m_{z_0} являются коэффициентами подъемной силы и момента тангажа при нулевых значениях кинематических параметров и, в силу отсутствия симметрии ЛА относительно плоскости OXZ связанной системы координат, эти коэффициенты отличны от нуля. В выражениях (4) коэффициенты при кинематических параметрах, являются первыми частными производными по этим параметрам, которые представлены в радианной мере, включая параметры по производным углов. Такое представление обеспечивает определение приведенных суммарных параметров \tilde{c}_{y_a} и \tilde{m}_z в безразмерной форме. Кинематические

угловые параметры α и $\delta_{рв}$ (угол отклонения руля высоты) вместе с кинематическими параметрами приведенных угловых скоростей вращения $\dot{\bar{\alpha}}$, $\bar{\omega}_z$ и углового ускорения $\ddot{\bar{\omega}}_z$, что в их обозначении отмечено верхней чертой, являются функциями безразмерного времени $\tau = V/b_a \times t$, где t - текущее время. Тогда связь безразмерных угловых скоростей и их производных с соответствующими параметрами в физических величинах измерения, выраженных в радианах, отнесенных к физическому времени в секундах, будет иметь вид:

$$\dot{\bar{\alpha}} = \frac{b_a}{V} \times \dot{\alpha}, \quad \bar{\omega}_z = \frac{b_a}{V} \times \omega_z, \quad \ddot{\bar{\omega}}_z = \frac{b_a^2}{V^2} \times \dot{\omega}_z. \quad (5)$$

Необходимый пересчет соответствующих продувочных коэффициентов с учетом фактической центровки самолета и малости угла атаки осуществляется [6] по следующим формулам

$$\begin{cases} c_{y_a}^\alpha = \tilde{c}_{y_a}^\alpha, \cdot c_{y_a}^{\dot{\alpha}} = c_{y_a}^{\dot{\alpha}}, c_{y_a}^{\bar{\omega}_z} = \tilde{c}_{y_a}^{\bar{\omega}_z} - \eta \tilde{c}_{y_a}^\alpha, c_{y_a}^{\ddot{\bar{\omega}}_z} = \eta \tilde{c}_{y_a}^{\dot{\alpha}}, c_{y_a}^{\delta_{рв}} = \tilde{c}_{y_a}^{\delta_{рв}}, \\ m_z^\alpha = \tilde{m}_z^\alpha + \eta \tilde{c}_{y_a}^\alpha, m_z^{\dot{\alpha}} = \tilde{m}_z^{\dot{\alpha}} + \eta \tilde{c}_{y_a}^{\dot{\alpha}}, m_z^{\bar{\omega}_z} = \tilde{m}_z^{\bar{\omega}_z} - \eta (\tilde{m}_z^\alpha - \tilde{c}_{y_a}^{\bar{\omega}_z}) - \eta^2 \tilde{c}_{y_a}^\alpha, \\ m_z^{\ddot{\bar{\omega}}_z} = \tilde{m}_z^{\ddot{\bar{\omega}}_z} - \eta (\tilde{m}_z^{\dot{\alpha}} - \tilde{c}_{y_a}^{\ddot{\bar{\omega}}_z}) - \eta^2 \tilde{c}_{y_a}^{\dot{\alpha}}, m_z^{\delta_{рв}} = \tilde{m}_z^{\delta_{рв}} + \eta \tilde{c}_{y_a}^\alpha, m_z^{\dot{\delta}_{рв}} = \tilde{m}_z^{\dot{\delta}_{рв}} + \eta \tilde{c}_{y_a}^{\dot{\alpha}}, \eta = x_T - \tilde{x}_T, \end{cases} \quad (6)$$

где x_T и \tilde{x}_T - соответственно текущая центровка (положение центра масс) и центровка продувки самолета в долях средней аэродинамической хорды крыла относительно ее носка.

Будем исследовать угловое движение (1), вызванное изменением момента вращения по тангажу при отклонении руля высоты. В этом случае изменение угловой скорости происходит только от углового вращения самолета относительно центра масс, тогда введем следующие обозначения

$$\begin{aligned} \alpha &= \alpha_{\text{бал}} + \Delta\alpha, \omega_z = \omega_{z \text{ тр}} + \Delta\omega_z, \Delta n_{y_a} = n_{y_a} - n_{y_a \text{ бал}}, \\ \delta_{рв} &= \delta_{рв \text{ бал}} + \Delta\delta_{рв}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $\Delta\alpha$ и $\Delta\omega_z$ - приращения угла атаки и угловой скорости тангажа в короткопериодическом угловом движении самолета, $\delta_{рв \text{ бал}}$ - балансировочное положение руля высоты, $\Delta\delta_{рв}$ - приращение угла отклонения руля высоты относительно балансировочного.

Полагая угловое и траекторное движения условно разделенными в смысле отсутствия заметного влияния вновь возникшего углового движения на установившееся траекторное движение и балансировку углового положения, можно записать

$$\dot{\alpha} = \Delta\dot{\alpha}, \quad \dot{\omega}_z = \Delta\dot{\omega}_z. \quad (8)$$

Подставляя (7) в систему (3) с учетом (2), (6), (8) и третьего уравнения (1) при нулевых условиях параметров до начала движения руля высоты, то есть при $\Delta\alpha = 0$, $\Delta\omega_z = 0$, получим следующую систему продольной балансировки самолета

$$\begin{cases} m_{z_0} + m_z^\alpha \alpha_{\text{бал}} + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{b_a}{V} \omega_{z \text{ тр}} + m_z^{\delta_{\text{рв бал}}} \delta_{\text{рв бал}} = 0, \\ \frac{1}{m_c g} \left[R \sin \alpha_{\text{бал}} + qS \left(c_{y_{a_0}} + c_{y_a}^\alpha \alpha_{\text{бал}} + c_{y_a}^{\bar{\omega}_z} \frac{b_a}{V} \omega_{z \text{ тр}} + c_{y_a}^{\delta_{\text{рв бал}}} \delta_{\text{рв бал}} \right) \right] - \\ - \frac{\omega_{z \text{ тр}} V}{g} - \sin \vartheta \sin \alpha_{\text{бал}} - \cos \vartheta \cos \gamma \cos \alpha_{\text{бал}} = 0. \end{cases} \quad (9)$$

Система уравнений (9) содержит два неизвестных $\alpha_{\text{бал}}$ и $\delta_{\text{рв бал}}$. При известных коэффициентах аэродинамических производных, постоянной тяге, массе самолета и скорости полета, а также при установившемся маневре, то есть при $\omega_{z \text{ тр}} = \text{const}$, решением системы (9) будет искомая балансировка по углу атаки и рулю высоты. Следует сказать, что здесь балансировка зависит также от текущего углового положения самолета по тангажу ϑ и крену γ из-за появления проекции силы тяжести на ось ОУ скоростной системы координат при движении самолета по траектории маневра.

При подстановке в (1) выражений (7) с учетом балансируемых равенств (9), а также считая справедливым при малых углах атаки равенство $\sin \Delta\alpha \approx \Delta\alpha$, $\Delta n_{y_a} \approx \Delta n_{y_a}$, где Δn_{y_a} — приращение перегрузки в связанной системе координат, получим систему дифференциальных уравнений углового движения самолета в приращениях, а именно

$$\begin{cases} \Delta \dot{\alpha} = \Delta \omega_z - \frac{g}{V} \Delta n_{y_a}, \\ \Delta n_{y_a} = \frac{1}{g m_c} \left(R \Delta \alpha + qS \left(c_{y_a}^\alpha \Delta \alpha + c_{y_a}^{\dot{\alpha}} \frac{b_a}{V} \Delta \dot{\alpha} + c_{y_a}^{\bar{\omega}_z} \frac{b_a}{V} \Delta \omega_z + c_{y_a}^{\bar{\omega}_z} \frac{b_a^2}{V^2} \Delta \dot{\omega}_z + c_{y_a}^{\delta_{\text{рв}}} \Delta \delta_{\text{рв}} \right) \right), \\ \Delta \dot{\omega}_z = \frac{qS b_a}{J_z} \left[m_z^\alpha \Delta \alpha + m_z^{\dot{\alpha}} \frac{b_a}{V} \Delta \dot{\alpha} + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{b_a}{V} \Delta \omega_z + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{b_a^2}{V^2} \Delta \dot{\omega}_z + m_z^{\delta_{\text{рв}}} \Delta \delta_{\text{рв}} \right]. \end{cases} \quad (10)$$

Заметим, что изменение тангажа ϑ и крена γ не влияют на динамику собственно углового движения (10) относительно центра масс. Проведение линеаризации уравнений углового движения самолета (1) по процедуре малых возмущений относительно всех переменных, как это сделано, например в [7], приводит к появлению некоторого момента силы от угла тангажа. Математически верное применение этого метода в этом случае не имеет физического обоснования, так как изменение

тангажа не влияет на обтекание летательного аппарата воздушным потоком. Возникающее при этом разложение продольного движения по признаку разделения собственных частот, на длиннопериодическое (малые частоты) и короткопериодическое (относительно высокие частоты), как замечено в [7, с.258], теряет свою силу для летательных аппаратов, обладающих малой степенью продольной статической устойчивости.

На самом деле продольное движение независимо от степени устойчивости самолета, согласно определению сложного движения твердого тела [8], разделяется на переносное (движение центра масс по произвольной траектории) и вращательное движение относительно центра масс. Эти движения имеют разную природу своего появления. Переносное (поступательное) — это движение неинерциальной системы координат с началом в центре масс движущегося тела, в которой возникают силы инерции, препятствующие искривлению траектории. Вращательное (сферическое) движение — это вращение тела, при котором внешние моменты сил взаимодействуют с моментами инерции твердого тела. Если проводить линеаризацию в соответствии с методом малых возмущений по всем, входящим в исходные уравнения, переменным, то возникает возмущенное по Ляпунову движение относительно всех фазовых координат (свободное движение системы), включая и фазовые координаты переносного движения. Однако переносное движение центра масс и движение относительно центра масс принципиально разделены и допускать при линеаризации возможность одновременной вариации и траекторных параметров движения, имеющих с угловыми параметрами различную природу своего происхождения, представляется в общем случае неправомерным. Только за счет устойчивости углового движения обеспечивается переносное движение центра масс под действием внешних управляющих сил, вызываемых изменением угловой ориентации летательного аппарата относительно набегающего воздушного потока.

В данной работе, в которой принято разделение продольного движения самолета на переносное и вращательное, рассмотрено только вращательное движение. Оно названо угловым движением самолета в контексте необходимой автоматизации управления полетом для контролируемого сохранения желаемой степени устойчивости углового движения самолета.



Из-за громоздкости дальнейших преобразований системы (10) используем следующие обозначения для размерных коэффициентов:

$$\left\{ \begin{aligned} \bar{C}_{y_a}^\alpha &= c_{y_a}^\alpha \frac{qS}{m_c V}, \quad \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}} = c_{y_a}^{\dot{\alpha}} \frac{qSb_a}{m_c V^2}, \quad \bar{R} = \frac{R}{m_c V}, \quad \bar{C}_{y_a}^{\omega_z} = c_{y_a}^{\omega_z} \frac{qSb_a}{m_c V^2}, \quad \bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}} = \frac{qS}{m_c V} c_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}}, \\ \bar{M}_z^\alpha &= m_z^\alpha \frac{qSb_a}{J_z}, \quad \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} = m_z^{\dot{\alpha}} \frac{qSb_a^2}{J_z V}, \quad \bar{M}_z^{\omega_z} = m_z^{\omega_z} \frac{qSb_a^2}{J_z V}, \quad \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z} = m_z^{\dot{\omega}_z} \frac{qSb_a^3}{J_z V^2}, \quad \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} = \frac{qSb_a}{J_z} m_z^{\delta_{\text{PB}}}. \end{aligned} \right. \quad (11)$$

С учетом (11) перепишем систему (10) в развернутом виде

$$\left\{ \begin{aligned} \Delta \dot{\alpha} &= \Delta \omega_z - \left[\bar{R} \Delta \alpha + \bar{C}_{y_a}^\alpha \Delta \alpha + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \bar{C}_{y_a}^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} \Delta \dot{\omega}_z + \bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}} \Delta \delta_{\text{PB}} \right], \\ \Delta n_{y_a} &= \frac{V}{g} \left[\bar{R} \Delta \alpha + \bar{C}_{y_a}^\alpha \Delta \alpha + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \bar{C}_{y_a}^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} \Delta \dot{\omega}_z + \bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}} \Delta \delta_{\text{PB}} \right], \\ \Delta \dot{\omega}_z &= \bar{M}_z^{\Delta \alpha} \Delta \alpha + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \bar{M}_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z} \Delta \dot{\omega}_z + \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} \Delta \delta_{\text{PB}}. \end{aligned} \right. \quad (12)$$

Заметим, что эти уравнения справедливы не только для прямолинейного горизонтального полета, но и при установившемся маневре, например, при координированном развороте. В этом смысле невозмущенным движением является вынужденное движение, а возмущенным – движение относительно центра масс, которое для управляемого самолета должно быть в смысле первого метода Ляпунова устойчивым.

Для получения передаточных функций параметров углового движения $\Delta \alpha$ и $\Delta \omega_z$ по отклонению руля высоты $\Delta \delta_{\text{PB}}$ применим к системе (12) преобразование Лапласа с комплексной переменной p при нулевых начальных условиях $\Delta \alpha = 0$, $\Delta \omega_z = 0$. При записи в матричном виде получим

$$\begin{bmatrix} (1 + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}})p + \bar{C}_{y_a}^\alpha + \bar{R} & \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} p + \bar{C}_{y_a}^{\omega_z} - 1 \\ -\bar{M}_z^{\dot{\alpha}} p - \bar{M}_z^\alpha & (1 - \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z})p - \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha(p) \\ \Delta \omega_z(p) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}} \\ \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} \end{bmatrix} \Delta \delta_{\text{PB}}(p). \quad (13)$$

Решение системы относительно неизвестных изображений угла атаки и угловой скорости вращения по тангажу найдем по правилу Крамера

$$\Delta \alpha(p) = \frac{\Delta_\alpha(p)}{\Delta(p)} \Delta \delta_{\text{PB}}(p), \quad \Delta \omega_z(p) = \frac{\Delta_{\omega_z}(p)}{\Delta(p)} \Delta \delta_{\text{PB}}(p), \quad (14)$$

где определитель $\Delta(p)$ системы (13) и вспомогательные определители $\Delta_\alpha(p)$ и $\Delta_{\omega_z}(p)$ определяются выражениями

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta(p) = Ap^2 + Bp + D, \\ A = (1 + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}})(1 - \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z}) + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z}, \\ B = (\bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R})(1 - \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z}) - (1 + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}}) \bar{M}_z^{\omega_z} + (\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} - 1) \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} \bar{M}_z^{\alpha}, \\ D = -(\bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R}) \bar{M}_z^{\omega_z} + (\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} - 1) \bar{M}_z^{\alpha}. \end{array} \right. \quad (15)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta_{\alpha}(p) = \det \begin{bmatrix} -\bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} & \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} p + \bar{C}_{y_a}^{\omega_z} - 1 \\ \bar{M}_z^{\delta_{pb}} & (1 - \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z}) p - \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix} = \\ = -\left[(1 - \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z}) \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} + \bar{M}_z^{\delta_{pb}} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} \right] p + \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} \bar{M}_z^{\omega_z} + (1 - \bar{C}_{y_a}^{\omega_z}) \bar{M}_z^{\delta_{pb}}, \\ \Delta_{\omega_z}(p) = \det \begin{bmatrix} (1 + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}}) p + \bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R} & -\bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} \\ -\bar{M}_z^{\dot{\alpha}} p - \bar{M}_z^{\alpha} & \bar{M}_z^{\delta_{pb}} \end{bmatrix} = \\ = \left[(1 + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}}) \bar{M}_z^{\delta_{pb}} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} \right] p + (\bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R}) \bar{M}_z^{\delta_{pb}} - \bar{M}_z^{\alpha} \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}}. \end{array} \right. \quad (16)$$

Передаточные функции угла атаки $\Delta_{\alpha}(p)$ и угловой скорости вращения $\Delta_{\omega_z}(p)$ определяются как отношения изображения выходного сигнала к входному

$$W_{\alpha}^{\delta_{pb}}(p) = \frac{\Delta_{\alpha}(p)}{\Delta \delta_{pb}(p)}, \quad W_{\omega_z}^{\delta_{pb}}(p) = \frac{\Delta_{\omega_z}(p)}{\Delta \delta_{pb}(p)}. \quad (17)$$

Так как передаточная функция линейной системы не зависит от вида входного сигнала, то с ней соотносят выражение при входном сигнале типа дельта-функции $\delta(t)$, изображение которой при преобразовании Лапласа есть

$$L\{\delta(t)\} = 1. \quad (18)$$

Тогда передаточные функции (17) с учетом (14) будут вид

$$W_{\alpha}^{\delta_{pb}}(p) = \frac{\Delta_{\alpha}(p)}{\Delta(p)}, \quad W_{\omega_z}^{\delta_{pb}}(p) = \frac{\Delta_{\omega_z}(p)}{\Delta(p)}. \quad (19)$$

Обратное преобразование Лапласа выражений (19) определит соответствующие импульсные переходные функции самолета (как динамического звена) по углу атаки и по угловой скорости тангажа

$$h_{\alpha}(t) = L^{-1} \left\{ \frac{\Delta_{\alpha}(p)}{\Delta(p)} \right\}, \quad h_{\omega_z}(t) = L^{-1} \left\{ \frac{\Delta_{\omega_z}(p)}{\Delta(p)} \right\}.$$



Передаточные функции (19) представляют собой звенья второго порядка, запишем их с учетом (16) в стандартной форме

$$\left\{ \begin{aligned} W_{\alpha}^{\delta_{\text{PB}}} (p) &= \frac{k_{\alpha} (T_{\alpha} p + 1)}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1}, & W_{\omega_z}^{\delta_{\text{PB}}} (p) &= \frac{k_{\omega_z} (T_{\omega_z} p + 1)}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1}, \\ T_{\alpha} &= \frac{(\bar{M}_z^{\dot{\omega}_z} - 1) \bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}} - \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z}}{\bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}} \bar{M}_z^{\omega_z} + (1 - \bar{C}_{y_a}^{\omega_z}) \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}}}, & T_{\omega_z} &= \frac{(1 + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}}) \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}}}{(\bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R}) \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} - \bar{M}_z^{\alpha} \bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}}}, \\ k_{\alpha} &= \frac{\bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}} \bar{M}_z^{\omega_z} + (1 - \bar{C}_{y_a}^{\omega_z}) \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}}}{-(\bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R}) \bar{M}_z^{\omega_z} + (\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} - 1) \bar{M}_z^{\alpha}}, & k_{\omega_z} &= \frac{(\bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R}) \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} - \bar{M}_z^{\alpha} \bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}}}{-(\bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R}) \bar{M}_z^{\omega_z} + (\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} - 1) \bar{M}_z^{\alpha}}, \\ T &= \sqrt{\frac{(1 + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}})(1 - \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z}) + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z}}{-(\bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R}) \bar{M}_z^{\omega_z} + (\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} - 1) \bar{M}_z^{\alpha}}}, \\ \xi &= \frac{(\bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R})(1 - \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z}) - (1 + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}}) \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z} + (\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} - 1) \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} \bar{M}_z^{\alpha}}{2T [-(\bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R}) \bar{M}_z^{\omega_z} + (\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} - 1) \bar{M}_z^{\alpha}]}. \end{aligned} \right. \quad (20)$$

Здесь T и ξ – постоянная времени и коэффициент затухания характеристического полинома системы, описывающей угловое движение самолета, k_{α} и k_{ω_z} – коэффициент усиления по углу атаки и по угловой скорости тангажа, соответственно, T_{α} и T_{ω_z} – постоянные времени форсирующей цепочки по углу атаки и по угловой скорости тангажа, соответственно, последнюю называют еще постоянной времени схода потока.

Заметим, что в соотношениях (16) для размерных коэффициентов аэродинамических сил и моментов использованы алгебраические знаки без учета знаков самих коэффициентов. На основе знаков приведенных коэффициентов знаки для размерных коэффициентов

$\bar{C}_{y_a}^{\alpha}$, $\bar{C}_{y_a}^{\omega_z}$, \bar{R} , $\bar{M}_z^{\dot{\alpha}}$, $\bar{M}_z^{\dot{\omega}_z}$, $\bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}}$ – будут положительными, а для коэффициентов \bar{M}_z^{α} , $\bar{M}_z^{\omega_z}$, $\bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}}$, $\bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z}$, $\bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}}$ – отрицательными.

Для самолета устойчивой схемы постоянные времени T , T_{α} , T_{ω_z} и коэффициент затухания ξ имеют только положительные значения.

Найдем передаточную функцию по нормальной перегрузке, для этого на основании преобразования Лапласа второго уравнения (12) с учетом (14), (17), при входе (18) можно записать

$$W_{n_{y_a}}^{\delta_{\text{PB}}} (p) = \frac{V}{g} \left[(\bar{R} + \bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}} p) W_{\alpha}^{\delta_{\text{PB}}} (p) + (\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} p) W_{\omega_z}^{\delta_{\text{PB}}} (p) + \bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{PB}}} \right]. \quad (21)$$

Обратим внимание, что здесь коэффициент $\bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}}$ играет роль постоянного множителя при входном сигнале $\delta(t)$, к которому применяется преобразование Лапласа. Выражение (21), при подстановке (19), можно представить в виде

$$W_{n_{y_a}}^{\delta_{pb}}(p) = \frac{V}{g} \times \frac{(\bar{R} + \bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}} p) \Delta_{\alpha}(p) + (\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} p) \Delta_{\omega_z}(p) + \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} \Delta(p)}{\Delta(p)}. \quad (22)$$

Учитывая выражения для передаточных функций в стандартной форме (20), числитель в формуле (22) примет вид

$$(\bar{R} + \bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}} p) k_{\alpha} (T_{\alpha} p + 1) + (\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} p) k_{\omega_z} (T_{\omega_z} p + 1) + \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} (T^2 p^2 + 2\xi T p + 1). \quad (23)$$

Выражение (23) представляет собой полином второй степени относительно комплексной переменной Лапласа p , полиномиальные коэффициенты запишутся как

$$\left[\begin{array}{l} p^2 : \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} T^2 + k_{\alpha} T_{\alpha} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}} + k_{\omega_z} T_{\omega_z} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z}, \\ p : k_{\alpha} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}} + k_{\omega_z} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} + 2\xi T \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} + k_{\alpha} T_{\alpha} (\bar{R} + \bar{C}_{y_a}^{\alpha}) + k_{\omega_z} T_{\omega_z} \bar{C}_{y_a}^{\omega_z}, \\ p^0 : k_{\alpha} (\bar{R} + \bar{C}_{y_a}^{\alpha}) + k_{\omega_z} \bar{C}_{y_a}^{\omega_z} + \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}}. \end{array} \right] \quad (24)$$

Тогда окончательно выражение для передаточной функции по перегрузке в стандартизированной форме с учетом (24) будет иметь вид

$$\left\{ \begin{array}{l} W_{n_{y_a}}^{\delta_{pb}}(p) = \frac{k_{n_y} (T_{n_y}^2 p^2 + 2\xi_{n_y} T_{n_y} p + 1)}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1}, \\ k_{n_{y_a}} = \frac{V}{g} \times [k_{\alpha} (\bar{R} + \bar{C}_{y_a}^{\alpha}) + k_{\omega_z} \bar{C}_{y_a}^{\omega_z} + \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}}], \\ T_{n_{y_a}} = \sqrt{\frac{\bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} T^2 + k_{\alpha} T_{\alpha} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}} + k_{\omega_z} T_{\omega_z} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z}}{k_{\alpha} (\bar{R} + \bar{C}_{y_a}^{\alpha}) + k_{\omega_z} \bar{C}_{y_a}^{\omega_z} + \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}}}}, \\ \xi_{n_{y_a}} = \frac{k_{\alpha} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}} + k_{\omega_z} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} + 2\xi T \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} + k_{\alpha} T_{\alpha} (\bar{R} + \bar{C}_{y_a}^{\alpha}) + k_{\omega_z} T_{\omega_z} \bar{C}_{y_a}^{\omega_z}}{2T_{n_{y_a}}}. \end{array} \right. \quad (25)$$

Характеристическое уравнение для углового продольного движения относительно центра масс одно и то же для угловой скорости тангажа, угла атаки и нормальной перегрузки. При автоматизации управления угловым продольным движением самолета первоочередной задачей является обеспечение заданной степени устойчивости путем выдерживания заданного коэффициента затухания контура углового движения. Для этого дополнительного замыкания контура по перегрузке не требуется. Например, в директорном режиме управления при выдерживании высоты летчику при отработке перегрузки достаточно обеспечения хорошей устойчивости. Таким образом, автоматизация здесь может быть обеспечена с помощью только коэффициента затухания.

Найдем из (20) для заданного требуемого значения коэффициента затухания $\xi_{тр}$ аналитически величину необходимого дополнительного момента $\Delta \bar{M}_{z_d}^{\omega_z}$, создаваемого искусственно с помощью обратной связи демпфера тангажа. Для этого, найдем формулу для коэффициента затухания с демпфером, аналогичную формуле (20) для свободного самолета. При введении демпфирования входной сигнал управления в матричном уравнении (13) будет представлять собой линейную комбинацию составляющей демпфирования $\Delta \delta_{рв демпф}(p)$ и составляющей входного управления $\Delta \delta_{рв упр}(p)$, а именно

$$\Delta \delta_{рв}(p) = \Delta \delta_{рв демпф}(p) + \Delta \delta_{рв упр}(p). \quad (26)$$

Дополнительный момент демпфирования угловой скорости тангажа создается с помощью руля высоты по закону управления вида

$$\Delta \delta_{рв демпф}(p) = \mu_{\omega_z} \Delta \omega_z(p), \quad (27)$$

где μ_{ω_z} – передаточное число демпфера тангажа. Найдем зависимость μ_{ω_z} от коэффициентов аэродинамических сил и моментов и режима полета самолета. Для этого подставим (26), (27) в (13) и после соответствующих преобразований получим уточненный характеристический полином с демпфером тангажа

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta_d(p) = A_d p^2 + B_d p + D_d, \\ A_d = (1 + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}})(1 - \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z}) + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z}, \\ B_d = (\bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R})(1 - \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z}) - (1 + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}})(\bar{M}_z^{\omega_z} + \mu_{\omega_z} \bar{M}_z^{\delta_{рв}}) + \\ \quad + (\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} + \mu_{\omega_z} \bar{C}_{y_a}^{\delta_{рв}} - 1) \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} \bar{M}_z^{\alpha}, \\ D_d = -(\bar{C}_{y_a}^{\alpha} + \bar{R})(\bar{M}_z^{\omega_z} + \mu_{\omega_z} \bar{M}_z^{\delta_{рв}}) + (\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} + \mu_{\omega_z} \bar{C}_{y_a}^{\delta_{рв}} - 1) \bar{M}_z^{\alpha}. \end{array} \right. \quad (28)$$

Отсюда следует, что коэффициенты полинома (28) с контуром демпфирования при учете (16) можно представить

$$\begin{cases} A_d = A, \\ B_d = B - F\mu_{\omega_z}, \quad F = \bar{M}_z^{\delta_{pb}} + \bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}} \bar{M}_z^{\delta_{pb}} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}}, \\ D_d = D - E\mu_{\omega_z}, \quad E = (\bar{C}_{y_a}^{\infty} + \bar{R}) \bar{M}_z^{\delta_{pb}} - \bar{M}_z^{\alpha} \bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}}. \end{cases} \quad (29)$$

Приведем полином (28) к стандартному виду, получим

$$\begin{cases} T_d^2 p^2 + 2\xi_{ж} T_d p + 1, \\ T_d = \sqrt{\frac{A}{D - E\mu_{\omega_z}}}, \\ \xi_{д} = \frac{B - \mu_{\omega_z} F}{2\sqrt{A(D - \mu_{\omega_z} E)}}, \end{cases} \quad (30)$$

где $\xi_{ж}$ – желаемое значение коэффициента затухания, которого будем стремиться достигнуть с помощью демпфирования.

Найдем из (30) передаточное число для демпфера тангажа. Квадратное уравнение относительно μ_{ω_z} имеет вид:

$$4\xi_{ж}^2 AD - 4\xi_{ж}^2 AT\mu_{\omega_z} = B^2 - 2BF\mu_{\omega_z} + F^2\mu_{\omega_z}^2,$$

решением этого уравнения с учетом отрицательного знака искомого дополнительного момента демпфирования будет

$$\mu_{\omega_z} = \frac{BF - 2\xi_{ж}^2 EA - 2\xi_{ж} \sqrt{\xi_{ж}^2 E^2 A^2 - BFEA + F^2 DA}}{F^2}. \quad (31)$$

Полное выражение для производной дополнительного момента (31) определяется последовательной подстановкой соответствующих выражений из (29), (16), (11), (6) и представляется для анализа слишком громоздким. На практике, например, для транспортного самолета, допустимы следующие упрощения

$$\bar{C}_{y_a}^{\dot{\alpha}} = 0, \quad \bar{C}_{y_a}^{\dot{\omega}_z} = 0, \quad \bar{M}_z^{\dot{\omega}_z} = 0, \quad \bar{R} = 0. \quad (32)$$

Кроме того, коэффициент производной подъемной силы по углу отклонения руля высоты, входящий в контур демпфирования $\bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} \ll \bar{C}_{y_a}^{\alpha}$, также может быть принят при выводе формулы для μ_{ω_z} равным нулю $\bar{C}_{y_a}^{\delta_{pb}} \approx 0$.



Тогда будут иметь место следующие выражения для ранее введенных сокращений (15) и (29)

$$\begin{cases} A = 1, B = \bar{C}_{y_a}^\alpha - (\bar{M}_z^{\omega_z} + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}) + \bar{C}_{y_a}^{\omega_z} \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}, \\ D = -\bar{C}_{y_a}^\alpha \bar{M}_z^{\omega_z} + \bar{C}_{y_a}^{\omega_z} \bar{M}_z^\alpha - \bar{M}_z^\alpha, \\ F = \bar{M}_z^{\delta_{pb}}, E = \bar{C}_{y_a}^\alpha \bar{M}_z^\delta. \end{cases} \quad (33)$$

Отсюда формула (31) принимает следующий вид

$$\begin{aligned} \mu_{\omega_z} = & \frac{1}{\bar{M}_z^{\delta_{pb}}} \left[\bar{C}_{y_a}^\alpha (1 - 2\xi_{ж}^2) - (\bar{M}_z^{\omega_z} + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}) + \bar{C}_{y_a}^{\omega_z} \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \right] - \\ & - \frac{1}{\bar{M}_z^{\delta_{pb}}} \sqrt{4\xi_{ж}^2 \left[(1 - \xi_{ж}^2)(\bar{C}_{y_a}^\alpha)^2 + (1 - \bar{C}_{y_a}^{\omega_z})(\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} - \bar{M}_z^\alpha) \right]}. \end{aligned} \quad (34)$$

Для широко распространенного случая максимального быстродействия звена второго порядка [9] при $\xi_{ж}^2 = 0,5$ или, что то же, $\xi_{ж} = 0,707$, формула (34) еще более упрощается

$$\mu_{\omega_z} = \frac{1}{\bar{M}_z^{\delta_{pb}}} \left[\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} - (\bar{M}_z^{\omega_z} + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}) - \sqrt{2(1 - \bar{C}_{y_a}^{\omega_z})(\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} - \bar{M}_z^\alpha) - \bar{C}_{y_a}^{\alpha 2}} \right]. \quad (35)$$

Проведем подстановку размерных коэффициентов (11) в (35) и, после упрощений, получим с учетом знака руля высоты выражение для искомого передаточного числа демпфера тангажа в функции скоростного напора, воздушной скорости, инерционно-массовых и геометрических характеристик самолета, а именно

$$\begin{aligned} \mu_{\omega_z} = & \frac{qSb_a^2}{m_c V^3} \times \frac{c_{y_a}^{\omega_z} m_z^{\dot{\alpha}}}{m_z^{\delta_{pb}}} - \frac{b_a}{V} \times \frac{m_z^{\omega_z} + m_z^{\dot{\alpha}}}{m_z^{\delta_{pb}}} - \\ & - \frac{1}{m_z^{\delta_{pb}}} \sqrt{2 \left(1 - \frac{qSb_a}{m_c V^2} c_{y_a}^{\omega_z} \right) \left(\frac{J_z}{m_c V^2} c_{y_a}^\alpha m_z^{\dot{\alpha}} - \frac{J_z}{qSb_a} m_z^\alpha \right) - \frac{J_z^2}{m_c^2 V^2 b_a^2} (c_{y_a}^\alpha)^2}. \end{aligned} \quad (36)$$

Рассмотрим пример определения передаточного коэффициента демпфера тангажа для типового пассажирского самолета, приведенные коэффициенты аэродинамических сил и моментов которого являются практически постоянными числами. Массу самолета будем считать средней и постоянной. Интерес при этом будет, согласно (36), представлять функция коррекции передаточного числа по параметрам траекторного движения самолета. После подстановки значений указанных постоянных параметров в формулу (36) получим, для рассматриваемого случая следующее выражение для μ_{ω_z} в функции скоростного напора и истинной воздушной скорости полета

$$\mu = 0,6 \frac{q}{V^3} - 53,4 \frac{1}{V} + \sqrt{0,347 \left(1 - 0,029 \frac{q}{V^2}\right) \left(-\frac{2531}{V^2} + \frac{5994}{q}\right) - \frac{454,3}{V^2}}. \quad (37)$$

Анализ полученного выражения показывает, что в эксплуатационном диапазоне применения самолета первое слагаемое составляет по величине не более 1% от величины второго слагаемого, а в подкоренном выражении в первой скобке переменное слагаемое составляет не более величины 0,02. Поэтому указанными слагаемыми можно пренебречь. На дозвуковых режимах полета, на которых поправка на сжимаемость в диапазоне эксплуатируемых скоростей очень мала, скоростной напор имеет известное выражение

$$q = \frac{\rho(H)V^2}{2}. \quad (38)$$

Тогда, подставляя (38) в (37) и опуская малые составляющие, получим структурно адекватное представление о функции коррекции передаточного числа демпфера тангажа

$$\mu_{\omega_z} = \frac{36,5}{V} \left(-1,46 + \sqrt{\frac{3,12}{\rho(H)} - 1} \right). \quad (39)$$

Анализ выражения (39) показывает, что подкоренное выражение положительно, так как плотность воздуха всегда $\rho(H) < 1,25 \text{ кг/м}^3$. Из (27) следует, что при положительных значениях передаточного коэффициента μ_{ω_z} появляется (согласно правилу знаков для руля высоты) дополнительный пикирующий (демпфирующий) момент при возникновении положительного приращения угловой скорости тангажа. Если выражение в скобках из (39) при изменении высоты становится меньше нуля, это означает, что собственное демпфирование самолета по коэффициенту затухания больше заданного желаемого значения $\xi > 0,707$ и дополнительного демпфирования не требуется. Эти случаи возникают при $\rho(H) \geq 0,9963 \text{ кг/м}^3$, то есть на высотах менее $\approx 2000 \text{ м}$. Тогда для рассматриваемого примера алгоритм формирования коэффициента демпфирования следует записать в виде

$$\mu_{\omega_z} = \begin{cases} 0, & \text{при } H \leq 2000 \text{ м}, \\ \frac{36,5}{V} \left(-1,46 + \sqrt{\frac{3,12}{\rho(H)} - 1} \right), & \text{при } H > 2000 \text{ м}. \end{cases} \quad (40)$$

График изменения коэффициента демпфирования для различных фиксированных приборных скоростей полета в функции высоты полета показаны на рис.1.

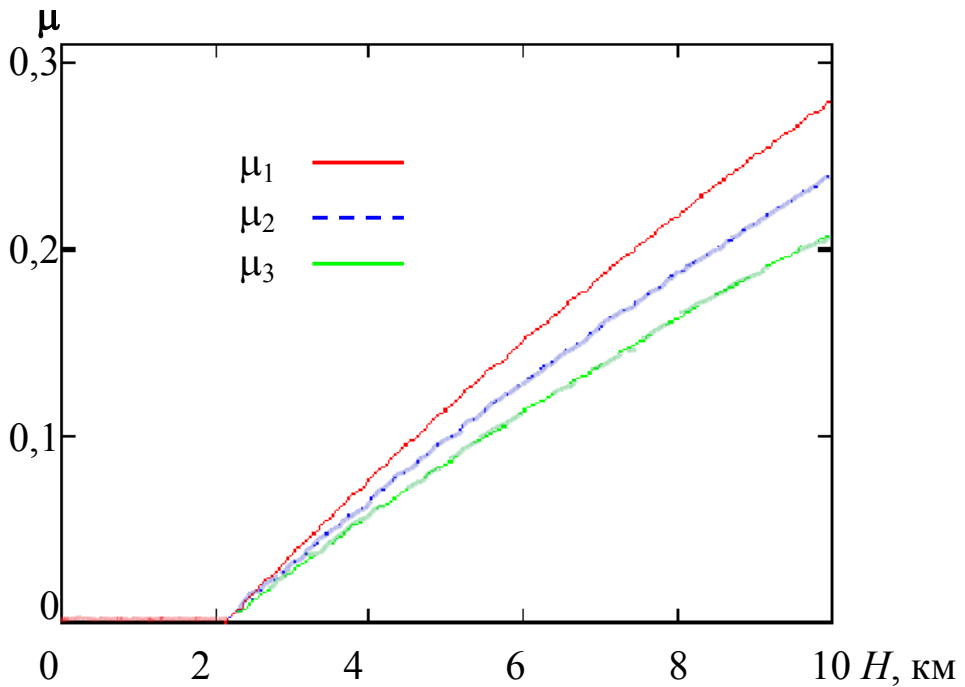


Рис. 1. Коэффициенты демпфера тангажа при наборе высоты на приборных скоростях:

- μ_1 ($V_{np} = 300$ км/ч),
- - - μ_2 ($V_{np} = 350$ км/ч),
- μ_3 ($V_{np} = 400$ км/ч).

Определим для рассматриваемого примера зависимость коэффициента затухания продольного углового движения свободного самолета от высоты полета. Развернем выражение (20) для затухания ξ , которое надо удерживать на уровне не ниже 0,707, с учетом формул для размерных коэффициентов (11) и допущений (31), получим

$$\xi = \frac{\frac{qSc_{y_a}^\alpha}{m_c V} - \frac{qSb_a^2(m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\dot{\alpha}})}{J_z V} + \frac{qSb_a c_{y_a}^{\bar{\omega}_z}}{m_c V^2} \times \frac{qSb_a^2 m_z^{\ddot{\alpha}}}{J_z V}}{2 \sqrt{\frac{qSb_a m_z^\alpha}{J_z} \left(\frac{qSb_a c_{y_a}^{\bar{\omega}_z}}{m_c V^2} - 1 \right) - \frac{qSb_a^2 m_z^{\bar{\omega}_z}}{J_z V} \times \frac{qSc_{y_a}^\alpha}{m_c V}}} \quad (41)$$

После преобразований и сокращения на постоянный для числителя и знаменателя множитель $\frac{qSb_a}{V}$, а также учитывая (38), окончательно получим

$$\xi = \frac{\frac{c_{y_a}^\alpha}{m_c b_a} - \frac{b_a(m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\dot{\alpha}})}{J_z} + \frac{\rho(H)Sb_a^2 c_{y_a}^{\bar{\omega}_z} m_z^{\ddot{\alpha}}}{2m_c J_z}}{2 \sqrt{\frac{m_z^\alpha}{J_z} \left(\frac{c_{y_a}^{\bar{\omega}_z}}{m_c} - \frac{2}{\rho(H)Sb_a} \right) - \frac{m_z^{\bar{\omega}_z} c_{y_a}^\alpha}{J_z m_c}}} \quad (42)$$

Интересно отметить, что собственное затухание самолета зависит только от высоты полета и не зависит от скоростного напора и истинной скорости полета. График изменения коэффициента затухания самолета с демпфером тангажа ξ_d показан на рис.2.

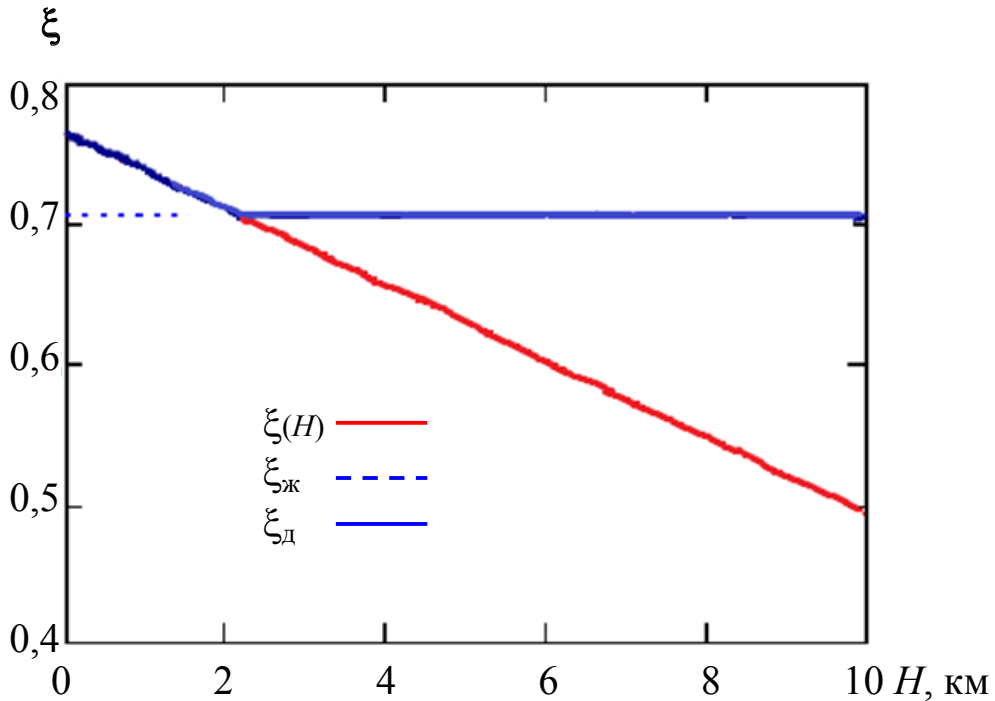


Рис.2. Зависимость коэффициента затухания продольного углового движения самолета от высоты полета:

- $\xi_d = \xi$ при $H < 2$ км, $\xi_d \approx \xi_{\text{ж}} = 0,707$ при $H \geq 2$ км;
- ξ — коэффициент затухания свободного самолета.

Возвращаясь к коэффициенту демпфера μ_{ω_z} , следует сказать, что его зависимость не только от высоты, но и от скорости полета, объясняется искусственным созданием дополнительного момента демпфирования, пропорционального угловой скорости тангажа, определяемой датчиком в физических единицах измерения. В то же время все коэффициенты аэродинамических сил и моментов (11), за исключением \bar{M}_z^α и $\bar{M}_z^{\delta_{\text{pb}}}$ зависят от воздушной скорости полета V , обратная величина которой в формуле (36) может быть выделена как постоянный множитель.

Проверка точности определения коэффициента затухания с демпфером тангажа проведена в рассматриваемом примере численно для полного выражения коэффициента затухания по формуле (30) с учетом коэффициента $\bar{C}_{y_a}^{\delta_{\text{pb}}}$. На участке поддержания коэффициента затухания на уровне желаемого значения максимальная ошибка относительно желаемого значения не превысила +0,0025. Более того, слабая зависи-



мость (нарастание) указанной ошибки также не зависит от воздушной скорости полета (от скоростного напора).

При изменении массы самолета от минимальной до максимальной коэффициент затухания продольного углового движения самолета изменяется от 0,69 до 0,73 при рассчитанном коэффициенте демпфирования μ_{ω_z} для средней массы. При этом указанные максимальные отклонения от желаемой величины $\xi_{ж} = 0,707$ получаются на высоте 2000 м, а на высоте 10000 м значения $\xi_{ж}$ достигают 0,7018 и 0,7204 соответственно. Полученные результаты показывают, что ошибка выдерживания демпфером желаемой степени устойчивости не превышает 2,5%.

В завершение приведем общую формулу, которая после преобразования (36) является, с учетом малости составляющих, связанных с коэффициентом $\bar{C}_{y_a}^{\omega_z} = c_{y_a}^{\omega_z} \frac{qSb_a}{m_c V^2}$, абсолютно точной при $c_{y_a}^{\omega_z} = 0$, а именно:

$$\mu_{\omega_z} = \frac{-1}{V m_z^{\delta_{pb}}} \left[b_a (m_z^{\omega_z} + m_z^{\ddot{\alpha}}) + \sqrt{2J_z \left(\frac{c_{y_a}^{\alpha} m_z^{\ddot{\alpha}}}{m_c} - \frac{2m_z^{\alpha}}{\rho(H)Sb_a} \right) - \left(\frac{J_z c_{y_a}^{\alpha}}{m_c b_a} \right)^2} \right]. \quad (43)$$

Укажем размерности составляющих физических параметров, входящих в формулу (43): V , м/с – воздушная истинная скорость полета; b_a , м – средняя аэродинамическая хорда крыла; J_z , кг/м² – момент инерции самолета по боковой оси Z ; m_c , кг – масса самолета; $\rho(H)$, кг/м³ – плотность воздуха на высоте H ; S , м² – площадь крыла самолета. Безразмерные коэффициенты аэродинамических сил и моментов в общем случае являются функциями числа Маха, например $m_z^{\omega_z}(M)$, $m_z^{\ddot{\alpha}}(M)$, но применение формулы (43) для этих случаев не ограничивается.

Тогда в общем случае выражение для передаточного числа демпфера тангажа $\mu_{\omega_z} = \mu_{\omega_z}(V, \rho(H), M)$, будет функцией аргументов – воздушной скорости V , плотности воздуха $\rho(H)$ и, в смысле параметрической зависимости аэродинамических коэффициентов, числа M .

Литература

1. Ляпунов А. М. Общая задача об устойчивости движения. Москва, Ленинград: Гос. издательство технико-теоретической литературы, 1950. - 473 с.
2. Теория автоматического управления: Учеб. Для вузов по спец. «Автоматика и телемеханика». В 2-х ч. Ч 1. Теория линейных систем автоматического управления/ Н. А. Бабаков, А. А. Воронов, А. А. Воронова и др.: Под ред. Ф. Ф. Воронова. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. Шк., 1986. – 367 с.
3. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов/ Под ред. Г. С. Бюшгенса.- М.: Наука. Физматлит. 1998.-816 с.
4. Ишлинский А. Ю. Механика относительного движения и силы инерции. М.: Наука, 1981. 191 с.
5. Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях. — М.: Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», 1975. — 424 с.
6. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата / Гуляев В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н. и др.; Подобедов В.А. (ред.). — М.: Машиностроение : Машиностроение-Полет, 2005. — 495 с.
7. Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. М.: .: «Машиностроение», 1965. — 467 с.
8. Тарг С. М. Краткий курс теоретической механики: Учеб. для втузов.— 10-е изд., перераб. и доп. — М.: Высш. шк., 1986.- 416 с.
9. Теория систем автоматического управления/ В. А. Бессекерский,
10. Е. П. Попов. — Изд.4-е, перераб. И доп.- СПб.Изд-во «Профессия», 2003.- 752 с.



УДК 629.7.05

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ ПРИ ПОСАДКЕ В УСЛОВИЯХ ИЗМЕНЯЮЩЕГОСЯ ПРОДОЛЬНОГО ВЕТРА

*В. Н. МАЗУР, к. т. н.,
Е. А. МЕЛЬНИКОВА, к. т. н.,
С. В. ХЛГАТЯН, к. т. н.,
А. Е. АРДАЛИОНОВА,
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

С целью оптимизации приземления самолета в условиях изменяющегося продольного ветра в управляющие сигналы на руль высоты и на рычаги управления двигателями вводятся сформированные поправки, обеспечивающие мягкую посадку в заданной области ВПП.

***Ключевые слова:** Оптимизация приземления самолетов, безопасность, изменяющийся продольный ветер*

AUTOMATIC CONTROL OF THE AIRCRAFT IN CHANGING RANGE WIND CONDITIONS

*V. N. MAZUR, PhD in Engineering,
E. A. MELNIKOVA, PhD in Engineering,
S. V. KHLGATYAN, PhD in Engineering,
A. E. ARDALIONOVA,
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' JSC*

With the aim of aircraft landing optimization in changing range wind conditions the composed corrections on control signals and throttle control lever is introduced, assuring soft landing on the given runway part.

***Keywords:** aircraft landing optimization, security, changing range wind*

Под посадкой самолета в контексте данной статьи понимается завершающий этап полета с высоты порядка 10-20 метров, на котором происходит выравнивание самолета, снижение его вертикальной скорости и касание взлетно-посадочной полосы (далее – ВПП).

Традиционный способ автоматического управления самолетом при посадке заключается в выдерживании заранее заданной траектории полета и заданной приборной скорости самолета. Заданная траектория при этом рассчитывается как оптимальная траектория для вывода самолета в заданную область касания ВПП, а заданная приборная скорость определяется как оптимальное значение скорости самолета, обеспечивающей требуемую дистанцию касания. При нахождении самолета над ВПП на заранее определенной высоте производится сброс тяги двигателей, в результате чего самолет снижается к ВПП в расчетной точке касания.

Однако в условиях изменчивого продольного ветра описанный выше способ не обеспечивает безопасной посадки. Например, при осуществлении посадки в условиях встречного ветра и резком его ослаблении воздушная скорость самолета также резко снизится, что приведет к опасной потере подъемной силы, а значит - и высоты полета.

В то же время, если посадка производится при попутном ветре, то его резкое ослабление увеличит воздушную скорость самолета и вызовет рост подъемной силы. Самолет может неконтролируемо набрать высоту, и в этом случае возврат на заданную траекторию будет сопровождаться ростом вертикальной скорости, создавая риск жесткой посадки.

Целью проведенных исследований было обеспечение касания ВПП в заданной области при соблюдении ограничений по вертикальной скорости касания в условиях изменяющегося продольного ветра.

Для достижения поставленной цели разработан алгоритм автоматического управления самолетом в продольном канале при посадке, в котором управляющий сигнал на руль высоты аддитивно корректируется сформированными добавками в виде функций от скорости ветра и производной от скорости ветра, а управляющий сигнал на РУДы формируется по скорректированному значению заданной скорости, зависящей от направления и скорости ветра.

Под моментом начала посадки, как было указано выше, понимается момент перехода к выравниванию самолета. В условиях безветренной погоды самолет осуществит посадку по заранее заданной траектории и с заданной воздушной скоростью.



Заданное управляющее воздействие на руль высоты $\delta_{\text{зад}}$ формируется в функции отклонения от экспоненциальной траектории выравнивания, задаваемой соотношением между высотой полета над поверхностью ВПП и вертикальной скоростью снижения:

$$\Delta H_{\text{ЭКСП}} = H_{\text{РВ}} + F_{V_y} \hat{V}_y K_{V_y} + H_{\text{АС}}, \quad (1)$$

где:

$\Delta H_{\text{ЭКСП}}$ – экспоненциальная траектория выравнивания;

$H_{\text{РВ}}$ – высота нижней точки шасси над поверхностью ВПП по показаниям радиовысотомера;

$H_{\text{АС}}$ – положение асимптоты экспоненты, расположенной ниже уровня ВПП для получения заданной вертикальной скорости касания;

K_{V_y} – коэффициент усиления;

\hat{V}_y – вертикальная скорость;

F_{V_y} – ограничение сигнала вертикальной скорости, введенное в систему с целью сглаживания скачков при дифференцировании высоты полета в случае наличия неровностей рельефа перед ВПП.

Сигнал отклонения от заданной экспоненциальной траектории $\Delta H_{\text{ЭКСП}}$ формирует управляющий сигнал замкнутого контура $\delta_{\text{зад}}$:

$$\delta_{\text{РВ зад}} = F_H K_H \Delta H_{\text{ЭКСП}} + n_{V_B} \times K_{n_{V_B}}.$$

Заданная траектория рассчитана как оптимальная для плавного снижения вертикальной скорости и выполнения посадки в заданных пределах ВПП в случае отсутствия ветра.

Однако при действии как постоянного, так и переменного продольного ветра параметры посадки самолета существенно изменяются. Далее по тексту под терминами «заданная траектория», «заданная приборная скорость» и «заданное отклонение руля высоты» понимаются траектория, скорость самолета и отклонение руля высоты, определенные для условий отсутствия ветра.

Для компенсации отклонений от заданной траектории в управляющий сигнал на руль высоты добавляются корректирующие составляющие:

$$\delta_{\text{РВ корр}} = \delta_{\text{РВ зад}} + \delta_1 + \delta_2, \quad (2)$$

где $\delta_{\text{РВ зад}}$ – управляющий сигнал для формирования заданной экспоненты;

δ_1 – корректирующий сигнал, пропорциональный скорости ветра;

δ_2 – корректирующий сигнал, пропорциональный интенсивности изменения скорости ветра.

$$\delta_1 = k_1 \times W_x, \quad (3)$$

$$\delta_2 = k_2 \times dW_x / dt, \quad (4)$$

где k_1 и k_2 – коэффициенты, рассчитанные для конкретного самолета по результатам математического моделирования;
 dW_x/dt – производная скорости ветра по времени.

Скорость ветра рассчитывают как разность между значениями путевой и приборной скорости:

$$W_x = V_{\text{пут}} - V_{\text{пр}}, \text{ где}$$

W_x – величина горизонтальной составляющей ветра (встречный или попутный ветер).

Для обеспечения посадки в заданной области ВПП в случае действия продольного ветра, имеющего скорость W_x , заданную приборную скорость на глиссаде, обрабатываемую контуром управления тягой, необходимо скорректировать на величину ветра, следующим образом:

$$V_{\text{пр (корр)}} = V_{\text{пр (зад)}} + W_{x \text{ (корр)}},$$

где $V_{\text{пр (зад)}}$ – заданная приборная скорость самолета;

$W_{x \text{ (корр)}}$ – величина, пропорциональная скорости ветра, определяемая соотношением:

$$W_{x \text{ (корр)}} = k_c \times W_x, \quad (5)$$

где k_c – коэффициент, рассчитанный для данного типа самолета.

Знак величины коррекции заданной скорости зависит от направления ветра. Направление движения самолета принимается как положительное, при этом скорость встречного ветра будет иметь отрицательное значение, а скорость попутного ветра – положительное.

Введение сформированных коррекций позволяет увеличить или уменьшить посадочную дистанцию, изменить вертикальную скорость и выполнить посадку в заданной области ВПП. Результаты сравнения посадочных дистанций ($D_{\text{кас}}$) и вертикальных скоростей касания ($V_{y \text{ кас}}$) с использованием коррекции заданной скорости и без нее приведены на графиках (рис. 1, 2). Как видно на графиках, введение коррекции заданной скорости повышает безопасность системы автоматической посадки, обеспечивая сокращение зоны приземления вдоль ВПП при действии встречного или попутного ветра, а значит, и разброс параметров касания.

Как правило, для выполнения торможения при приземлении, автомат тяги переводит сектора газа в положение «малый газ» на высоте $H \sim 3\text{м}$. Введение же переменной высоты сброса газа в пределах $H = 10\text{ м} / 3\text{ м}$ позволяет сократить область касания и исключить большие разбросы по дальности на посадке при действии продольного ветра. Высота сброса газа может выбираться по величине вертикальной скорости снижения до заранее определенного для данного типа самолета значения $V_{y \text{ зад}}$, причем величина этой вертикальной скорости напрямую зависит от текущего и заданного значения приборной скорости $V_{y \text{ зад}} = f(V_{\text{пр}}, V_{\text{пр зад}})$.



Желаемый результат достигается за счет одновременного управления рулем высоты и рычагами управления двигателем, что позволяет обеспечить точностные характеристики режима «Посадка» по дальности, вертикальной скорости касания, т.е. по наиболее критичным параметрам. Схема формирования управляющих воздействий в канале руля высоты и в канале тяги представлена на рис. 3.

Таким образом, при изменении скорости ветра производится коррекция заданной скорости и заданной траектории полета введением дополнительного корректирующего сигнала на руль высоты, пропорционального скорости ветра и интенсивности ее изменения, а также введением дополнительного корректирующего сигнала на РУД, пропорционального скорости ветра, и для уменьшения разброса точек касания сброс тяги выполняется на переменной высоте в зависимости от вертикальной скорости снижения.

Важным преимуществом предложенного управления на посадке является то, что самолет не привязан к изначально определенной заданной траектории, а в зависимости от направления, скорости ветра, а также интенсивности его изменения, может следовать по одной из множества траекторий, обеспечивающих плавное снижение вертикальной скорости и касание ВПП в допустимых пределах.

Рассмотренный алгоритм автоматической посадки по категории IIIА с коррекцией ветровых возмущений рулем высоты и автоматом тяги внедрен в ПМО самолетов Ан-148, Ан-158.

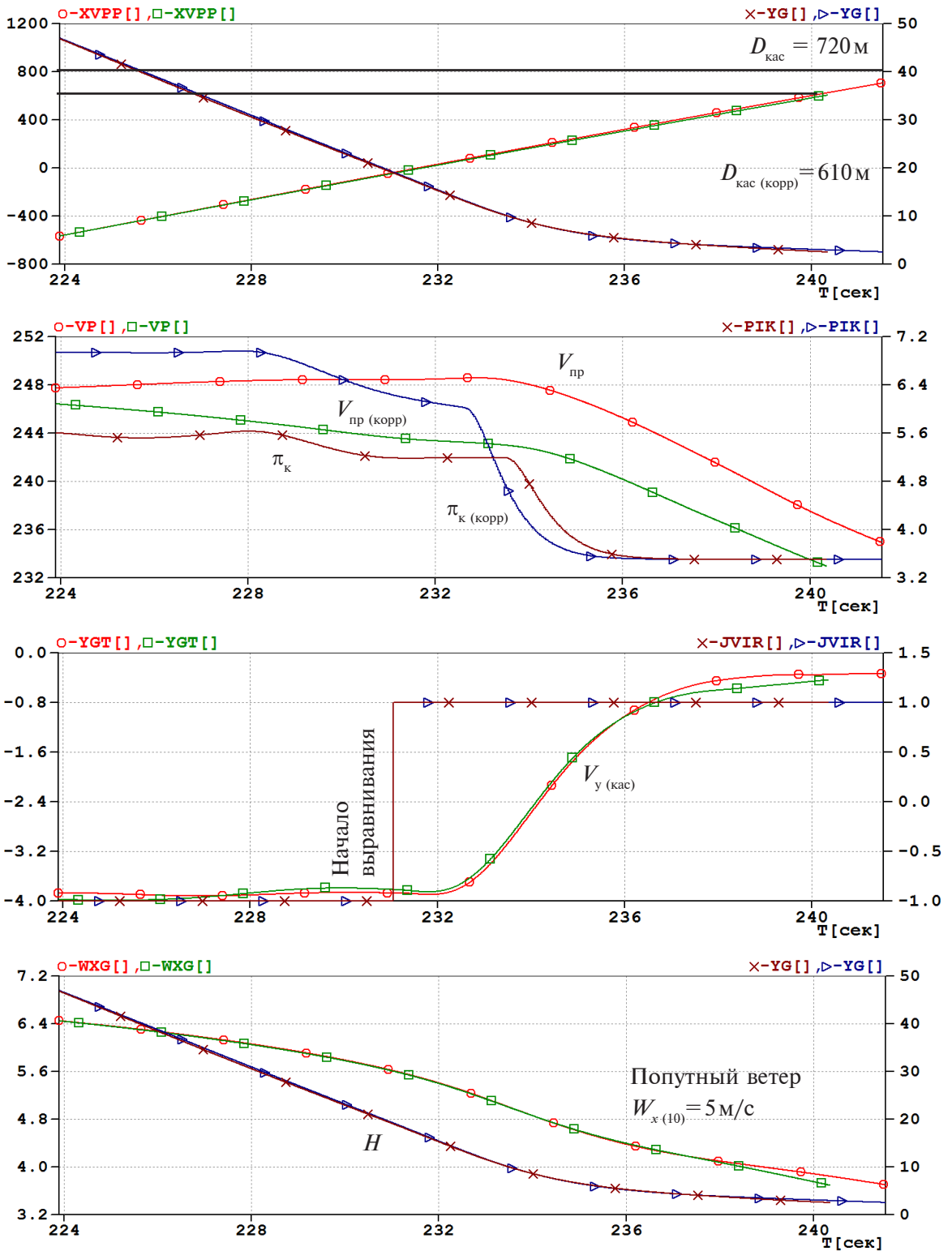


Рис. 1. Ан-148 – Выравнивание. Градиентный попутный ветер $W_{x(10)} = 5 м/с$, вес 36 т, центровка 37%, скорость $V_{пр (зад)} = 245 км/ч$

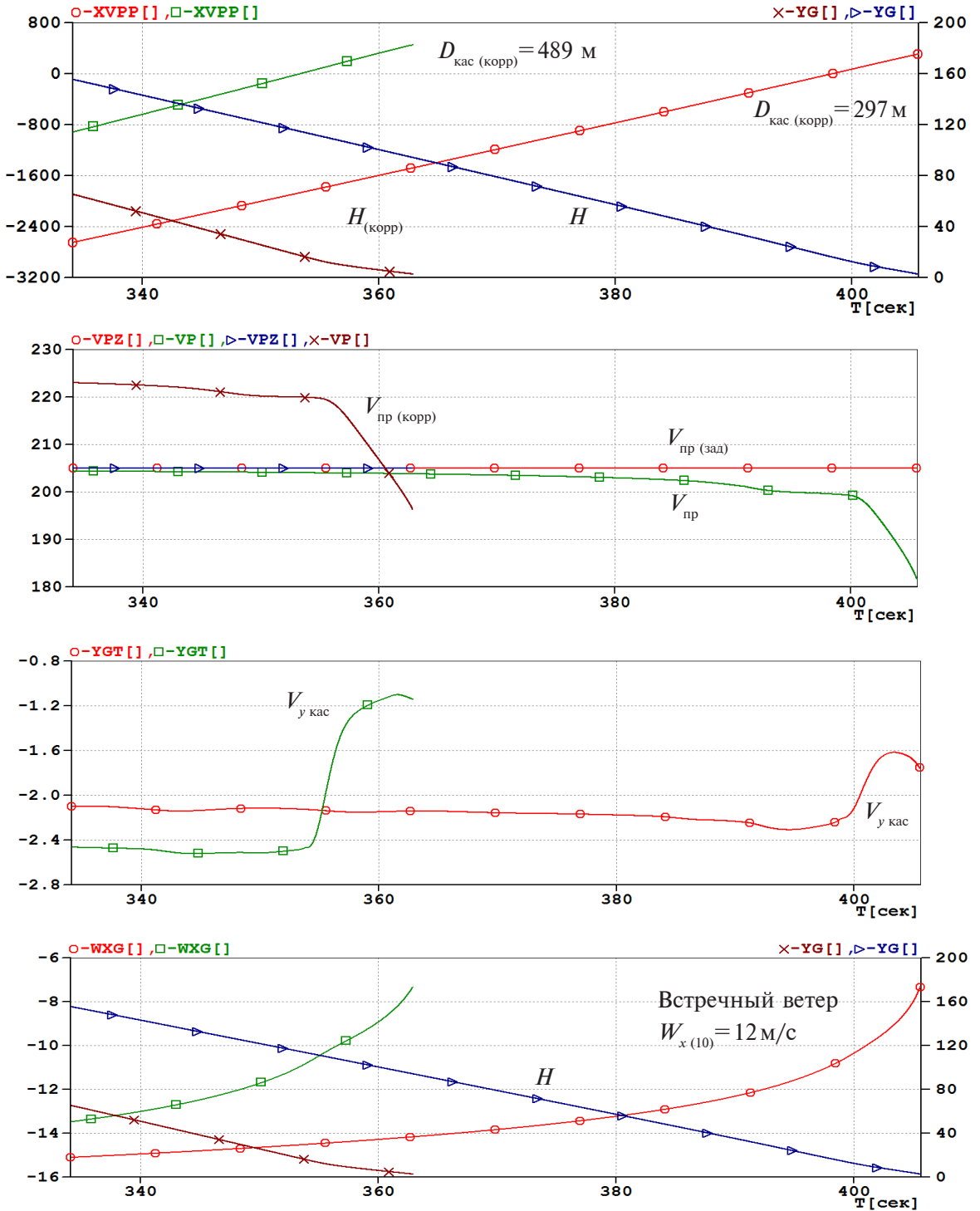
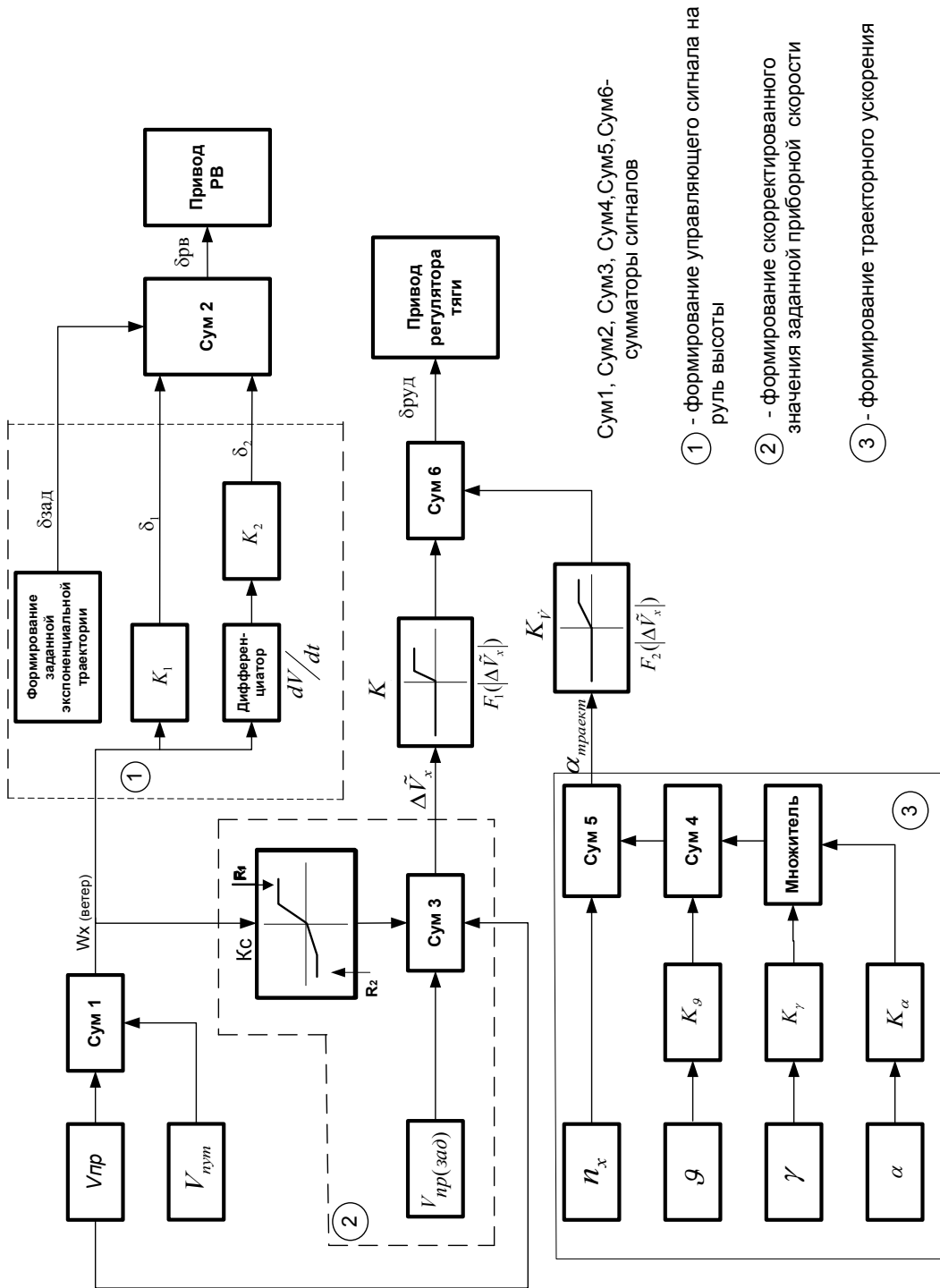


Рис. 2. Ан-148 – Выравнивание. Градиентный встречный ветер $W_{x(10)} = 12 \text{ м/с}$, вес 28 т, центровка 22%, скорость $V_{\text{пр (зад)}} = 205 \text{ км/ч}$



Сум1, Сум2, Сум3, Сум4, Сум5, Сум6 - сумматоры сигналов

- ① - формирование управляющего сигнала на руль высоты
- ② - формирование скорректированного значения заданной приборной скорости
- ③ - формирование траекторного ускорения

Рис. 3. Устройство формирования управляющего сигнала на РВ и на привод регулятора тяги



Литература

1. Технические требования к самолетам транспортной категории, выполняющие всепогодные полеты АР МАК 2003г.
2. Требования по сертификации всепогодных полетов (CS AWO). Европейское агентство авиационной безопасности 2002г.
3. Критерии одобрения погодных минимумов категории III для взлета, посадки и пробега. Циркуляр FAA AC-120-28Д 1999г.
4. Приложение 10 ИКАО.
5. Технические требования к системе САУ-148. 2008г.
6. Методика № ИВУК НТО-15-553-09 оценки уровня безопасности автоматической посадки самолета АН-148 по критерию точности управления, 2009, МИЭА, ЛИИ.

УДК 629.7.05

ОЦЕНКИ СТЕПЕНИ РИСКА ПРОГНОЗИРУЕМЫХ СОБЫТИЙ

Л. В. БОНДАРЕНКО,

Б. В. ЗУБКОВ, д. т. н., профессор

ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

В статье рассматриваются вопросы, связанные с определением показателей безопасности полетов. Рассмотрена концепция безопасности на основе моделей «рисков возникновения катастроф».

Ключевые слова: *Безопасность полетов, риски, надежность, маловероятные редкие события*

RISK ASSESSMENT OF PREDICTABLE EVENTS

L. V. BONDARENKO,

B. V. ZUBKOV, Dr.Sc. in Engineering, professor

'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' JSC

With the aim of aircraft landing optimization in changing range wind conditions the composed corrections on control signals and throttle control lever is introduced, assuring soft landing on the given runway part.

Keywords: *flight safety, risk, reliability, rare events*

ИКАО предложила принципиально изменить содержание профилактической работы и с расследования редких авиационных событий перейти на проведение постоянной целенаправленной работы по выявлению и устранению опасных факторов. Другими словами, истинная профилактическая работа должна вестись на далеких подступах к авиационному событию, а не после того, как оно произойдет. Объектом этой работы служат опасные факторы компонентов авиационной системы (в дальнейшем АС), а предметом - их оперативное выявление и устранение (регламентирование, разработка защитных средств). Авиационная система в данной статье определяется как органическое сочетание людских и материальных ресурсов (парк ЛА, летные экипажи, технические средства и персонал подготовки и обеспечения полетов, номенклатура авиаработ). Изложенный подход, как указывалось выше, получил определение «проактивного», т. е. упреждающего.

В условиях функционирования системы обеспечения безопасностью полетов БП (ОБП) в поле зрения авиационных руководителей и персонала при проведении профилактической работы находятся ошибочные действия и обусловленные ими события: инциденты, серьезные инци-

денты, аварии и катастрофы. При внедрении управления БП появляется принципиально новый объект, определяющий содержание профилактической работы, – опасные факторы компонентов авиационной системы, которые можно определить как предпосылки опасности. Например, методика обучения имеет недостатки, но пока по ней не стали обучать персонал, они являются всего лишь опасными факторами, которые превратятся в опасность тогда, когда по методике подготовят персонал. Такое свойство специалиста как его профессиональная готовность (а вместе с ним и профессиональная надежность) окажется не безупречным. Именно опасные факторы «предшествуют» ошибочным действиям и становятся их причинами. Поэтому в соответствии с проактивным подходом при управлении безопасностью полетов акцент делается на обнаружении и устранении недостатков компонентов авиационной системы как ее опасных факторов.

На рис. 1 показано отношение авиакомпании к негативным событиям. При концепции управления БП максимально уделяется внимание опасным факторам, которые со временем формируют реальную угрозу происшествия. В то время как в концепции обеспечения БП интерес представляют уже случившиеся инциденты и катастрофы.

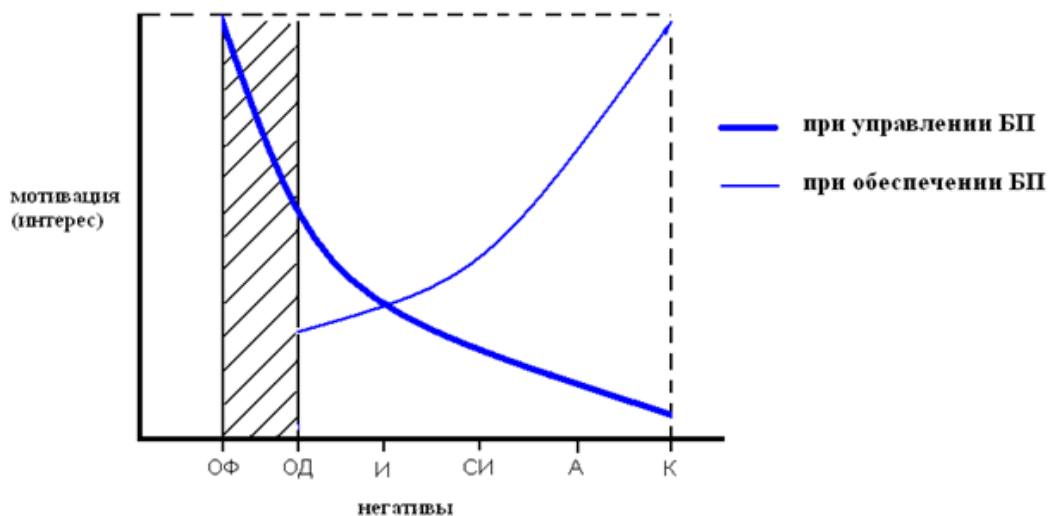


Рис. 1. Отношение к негативным событиям

В настоящее время в международной гражданской авиации наблюдается эволюция, отражающая значительный отход от парадигмы, отстаиваемой предпринятыми в прошлом усилиями по обеспечению безопасности полетов. Необходимы новые, заново разработанные методы понимания безопасности полетов и управления ею. Для предупреждения авиационных происшествий был разработан прогностический метод в стратегии управления безопасностью полетов (рис. 2).

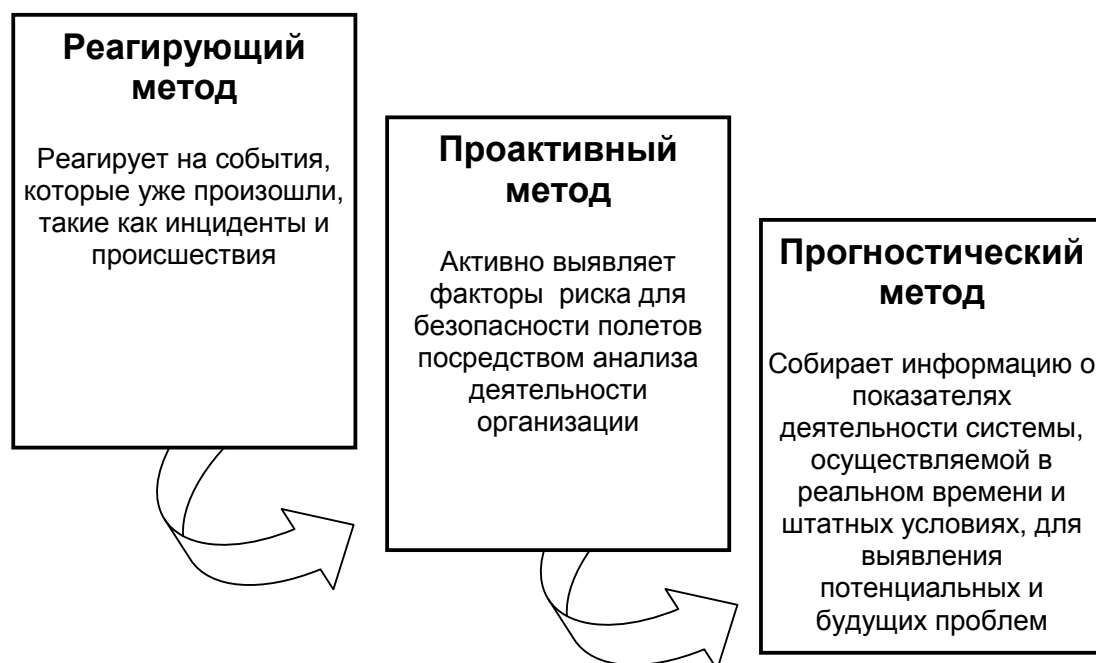


Рис. 2. Стратегии управления безопасностью полета

Деятельность, связанная с предупреждением негативных событий путем выявления и устранения опасных факторов в компонентах авиационной системы, получила название «управление безопасностью полетов».

Практическая основа управления безопасностью — это управление рисками. С этой целью разработана специальная методика, предназначенная для оценки степени риска прогнозируемых событий, предотвращение которых является основной задачей системы управления безопасностью полетов (СУБП). Данная методика включает следующие «шаги»:

- выделение конкретного события;
- определение числа его повторений за определенный период в практике авиакомпании;
- учет общего количества часов налета, при котором событие повторялось;
- установление класса события (усложнение условий полета, сложная ситуация, аварийная ситуация, катастрофическая ситуация);
- расчет количества часов налета на одно событие;
- оценку степени риска по специальной матрице (далее в таблице 3).

Для полного понимания сути негативного события полезно рассмотреть динамику его зарождения и развития. Анализ негативного события позволяет выделить следующие стадии.



Исходной (первой) стадией развития негативного события является появление в компонентах авиационной системы источников опасности в виде опасных факторов (факторов риска), под которыми понимаются конкретные недостатки. Понятно, что эти недостатки зачастую ничем себя не проявляют и обнаружить их не всегда легко. Пока компонент, содержащий опасные факторы, не задействован в производственном процессе, то они (опасные факторы) находятся, образно говоря, в «спящем» состоянии, т. е. никакого влияния на функционирование системы не оказывают. Поэтому опасные факторы можно определить как предпосылки опасности, но не более того. Ведь незадействование компонента в производственном процессе (или той его части, где содержатся недостатки) ничем данному процессу не угрожает.

Например, методика обучения имеет недостатки, но пока по ней не стали обучать персонал, они являются всего лишь опасными факторами. Защита от их проявления – своевременное обнаружение и устранение.

Совершенно другая картина наблюдается, когда компонент с недостатками включается в производственный процесс (вторая стадия). Содержащиеся в нем опасные факторы «оживают». С момента начала взаимодействия с компонентом его опасные факторы порождают опасность. Еще раз отметим, что наличие недостатков в компоненте системы определяет их только как опасные факторы, но стоит лишь начать взаимодействовать с этим компонентом, как опасные факторы порождают в системе опасность в виде негативного свойства одного из ее элементов.

Продолжая рассматривать вышеизложенный пример, можно сказать, что опасные факторы превратились в опасность тогда, когда по методике подготовили персонал. Такое свойство специалиста как его профессиональная готовность (а вместе с ним и профессиональная надежность) оказалось не безупречным. Но, если этого специалиста не привлекать к работе, то опасность сохранится лишь как его свойство. Защита от перерастания опасности в угрозу заключается в квалифицированной оценке профессиональной готовности персонала.

И опять же опасность отражает только потенциальную возможность развития негативного события, но ни в коей мере непосредственно не обеспечивает его развития. Дело в том, что имеющаяся опасность требует для своего проявления определенной ситуации, при отсутствии которой она не развивается и опасностью так и остается.

Когда же возникает ситуация, где возможно проявление опасности, то она перерастает в угрозу (третья стадия). Другими словами, для появления угрозы опасность должна оказаться «востребованной» или начать «использоваться». Угроза – это «опасность в действии», т. е. она (опасность) вышла из латентного (скрытного) состояния и начала «работать».

В рассматриваемом примере опасность перерастает в угрозу тогда,

когда обученный по несовершенной методике специалист привлечен к профессиональной деятельности, имея, естественно, какой-то изъян в подготовке. Защита от дальнейшего негативного развития события заключается в своевременном предоставлении ему помощи.

Угроза конкретизирует вероятность и тяжесть возможного негативного события. При возникновении угрозы негативное событие становится реальным, но прежде, чем оно случится, требуется еще одна стадия в его развитии – риск.

Следует подчеркнуть, что до стадии угрозы включительно (если выявлены опасные факторы или произошло осознание специалистом или руководителем нарастающего «негатива») возможно предотвратить дальнейшее развитие ситуации. На стадии риска профилактика не реальна.

Перерастание угрозы в риск (четвертая стадия) происходит в процессе деятельности, когда возникает условие, при котором проявление угрозы становится неотвратимым. Угроза переходит в риск, и он порождает негативное событие. При возникновении риска, еще раз подчеркнем, избежать события не возможно, а его возникновение – лишь дело времени. Риск - это вероятность реализации потенциальных возможностей опасного фактора причинить вред.

В рамках рассматриваемого примера риск возникает в той ситуации, когда требуется применить знания, умения и навыки, полученные по несовершенной методике.

Реализация риска осуществляется (пятая стадия):

- выполнением специалистом нестандартного действия;
- отказом техники; или
- опасным воздействием внешней среды.

В соответствии с нашим примером специалист в силу некачественного обучения выполняет ошибочное действие со всеми вытекающими отсюда последствиями.

Результатом перечисленных неблагоприятных явлений становится какое – то событие, негативный потенциал которого зависит от стечения обстоятельств (шестая стадия). Если произошедшее событие случилось при благоприятных обстоятельствах и не отразилось на безопасности полетов (например, случайное выключение пилотом одной из систем ВС на земле), то оно получило определение «предвестник». Когда событие произошло при неблагоприятных обстоятельствах и привело к снижению безопасности полетов, то в зависимости от негативных последствий оно может быть классифицировано как инцидент, серьезный инцидент, авария или катастрофа.

Опасность определяется как состояние или предмет, обладающий потенциальной возможностью нанести травмы персоналу, причинить

ущерб оборудованию или конструкциям, вызвать уничтожение материалов или понизить способность осуществлять предписанную функцию. Системы, в которых люди должны активно и тесно взаимодействовать с техникой для достижения производственных задач путем предоставления услуг, известны как социально-технические системы. Таким образом, все авиационные организации являются социально-техническими системами. Факторы опасности являются обычными компонентами или элементами социально-технических систем. Сами по себе факторы опасности не являются "плохой вещью". Факторы опасности необязательно представляют собой разрушающие или негативные компоненты системы. Проблему для безопасности причиняющий ущерб потенциал факторов опасности может представлять только тогда, когда они взаимодействуют с деятельностью системы, направленной на предоставление услуг.

Принципы подхода к факторам опасности:

- понимание факторов опасности;
- выявление факторов опасности;
- анализ факторов опасности;
- документирование факторов опасности.

На рис. 3 изображена широко принятая общая визуальная схема процесса управления факторами риска для безопасности полетов. Большинство факторов риска для безопасности полетов, связанных с последствиями факторов опасности, будут оцениваться как первоначально попадающие в недопустимую зону. Меньшее число факторов риска для безопасности полетов, связанных с последствиями факторов опасности, будет оцениваться таким образом, что данная оценка попадает в допустимую зону, а еще меньшее число будет оцениваться таким образом, что данная оценка попадает в приемлемую зону.

Итак, кратко стадии развития авиационного события представляется возможным определить следующим образом («пирамида небезопасности»):

- наличие опасного фактора (фактора риска) – имеется недостаток в компоненте системы;
- формирование опасности – приобретение кем – то или чем – то негативного свойства в результате взаимодействия с опасным фактором;
- возникновение угрозы – носитель опасности задействован в производственном процессе;
- развитие риска – появление условий, в которых непременно проявится имеющаяся опасность;
- авиационное событие (предвестник, инцидент, серьезный инцидент, авария, катастрофа) – результат реализации риска.

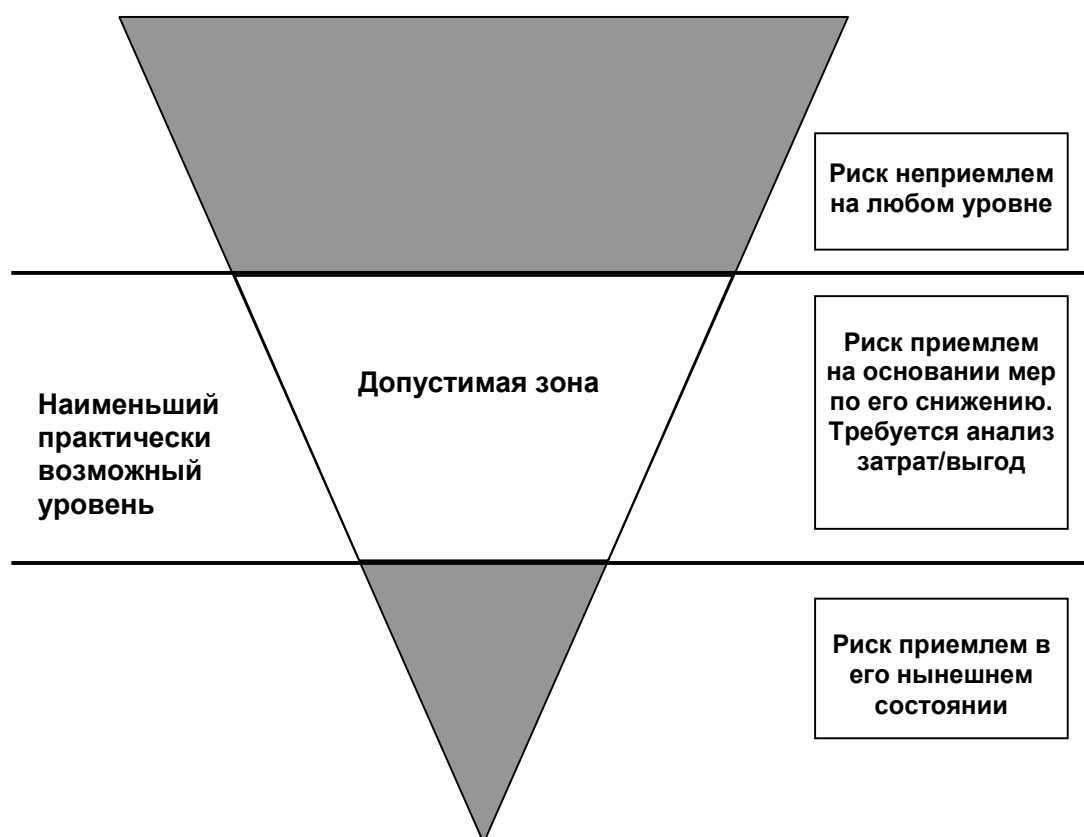


Рис. 3 Анализ факторов риска

Например, опасный фактор – низкая температура воздуха. Опасность – обледенение ВС. Угроза - проведение неудовлетворительной противообледенительной обработки ВС. Риск – выполнение полета в условиях обледенения при плохой противообледенительной обработке ВС.

Внедрение в авиакомпании СУБП принципиально меняет производственную деятельность и производственные отношения и, как следствие, существенно повышает безопасность полетов.

Представленные выше материалы убедительно показали, что современная идеология предупреждения негативных авиационных событий радикально меняет систему профилактической работы. Если используемая идеология обеспечения безопасности полетов рассматривает в качестве главного источника информации для разработки превентивных мероприятий результаты расследования авиационных событий, то идеология управления безопасностью полетов нацеливает на регулярную кропотливую деятельность по выявлению опасных факторов в каждом компоненте авиационной системы. Сила данного подхода заключается в том, что он, с одной стороны, по-настоящему носит предупре-



дительный характер, а с другой – требует участия всего персонала, задействованного в производстве полетов. Переход от ретроактивного реагирования на авиационных события к проактивному существенно сокращает их вероятность, что определено главной целью в деятельности авиакомпании. Важными компонентами СУБП являются «некарательная» производственная среда, обеспечивающая активное участие персонала в выявлении опасных факторов производственного процесса, а также система добровольных сообщений как инструмент практической реализации этого участия. Все это реализуется в условиях создания позитивной культуры безопасности.

Оценка риска производится в целях выполнения требований Приложения 11 (§ 2.26), Doc 4444 PANS-ATM ИКАО (§ 2.3 и §2.6) ИКАО, приказа от 30.03.05. № 52.

Существует несколько методик оценки рисков. В данной статье используется методика, разработанная на кафедре БП и ЖД МГТУ ГА.

Оценка и классификация рисков производятся по следующей схеме.

На первом этапе проводится идентификация опасностей. Такая идентификация выполняется в среде всех главных элементов системы организации воздушного движения (ОВД), то есть персонала, процедур, оборудования и инфраструктуры. Основным результатом состоит в выявлении возможных источников опасности и описании сценариев развития опасных событий. Это наиболее ответственный этап анализа, так как не выявленные на этом этапе опасности в дальнейшем выпадают из поля зрения.

На следующем этапе производится оценка рисков, обусловленных этими опасными событиями. Основные задачи этого этапа связаны с оценкой серьезности последствий и определением вероятности появления таких событий.

Последствия при ОВД в соответствии с таблицей 1 классифицируются в зависимости от серьезности на катастрофические, аварийные, опасные, значительные, незначительные.

К первой группе событий относятся катастрофы, ко второй – аварии, к третьей – серьезные инциденты, к четвертой – инциденты, к пятой – предвестники инцидентов.

В статье разработана следующая условная классификация негативных событий: катастрофы (К), аварии (А), серьезные инциденты категории А – при возникновении аварийной ситуации в полете, не приведшей к аварии (СИ-А), серьезные инциденты категории В – при возникновении сложной ситуации в полете (СИ-В), инциденты категории А – при возникновении усложнения условий полета (И-А), инциденты категории В – без возникновения особой ситуации в полете (И-В).

Таблица 1. Классификация опасности событий

Катастрофические	Аварийные	Опасные	Значительные	Незначительные
Действия или бездействие персонала ОВД, которые неизбежно ведут к разрушению ВС и гибели людей.	Действия или бездействие персонала ОВД, из-за которых можно ожидать разрушения одного или нескольких ВС, гибель пассажиров.	Действия или бездействие персонала ОВД, из-за которых можно ожидать критически опасных нарушений установленных правил и норм.	Действия или бездействие персонала ОВД, из-за которых можно ожидать опасных нарушений установленных правил и норм.	Действия или бездействие персонала ОВД, из-за которых можно ожидать нарушений установленных правил и норм

Также введен дополнительный к рассмотренным класс событий, не подлежащих расследованию государством, но обуславливающих некоторые значения риска, близкие к инцидентам, - обозначим его как «предвестники инцидентов» (ПИ). Они подразделяются на предвестники типа А, которые могут повлечь за собой усложнение условий полета, и предвестники типа В, влекущие за собой особую ситуацию в полете.

Вместе с тем, как известно, действующими нормами летной годности установлены верхние ограничения для приемлемых уровней вероятности возникновения особых ситуаций в полете при сложной отказной ситуации:

- для катастрофической ситуации – $Q_{KC} \leq 10^{-7}$;
- для аварийной ситуации – $Q_{AC} \leq 10^{-6}$;
- для сложной ситуации – $Q_{CC} \leq 10^{-4}$;
- для усложнения условий полета – $Q_{вуп} \leq 10^{-3}$.

Опираясь на приведенные нормы и рассмотренную выше условную классификацию событий, примем следующие условные нормы допустимых вероятностей их повторения, как показано в графе Q_i таблицы 2.

Если принять за единицу показатель опасности катастрофы (как допустимая вероятность наступления этого события на 107 часов налета), то показатели остальных типов событий можно определить по формуле:

$$r_i = Q_1/Q_i, i = 2, 3, \dots, 8$$

Результаты приведены в графе r_i таблице 2.

Таблица 2.
Нормы повторяемости и показатели опасности негативных событий
для выбранной системы их классификации

Класс i	Событие	Норма повторяемости (в соответствии с Федеральными авиаци- онными правилами) $Q_i \leq$	Показатель опасности r_i
1	Катастрофа (К)	10^{-7}	1
2	Авария (А)	10^{-6}	0,1
3	Серьезный инцидент категории А (СИ-А)	10^{-6}	0,1
4	Серьезный инцидент категории В (СИ-В)	10^{-4}	10^{-3}
5	Инцидент категории А (И-А)	10^{-3}	10^{-4}
6	Инцидент категории В (И-В)	2×10^{-3}	5×10^{-5}
7	Предвестник инцидента А (ПИ)	5×10^{-3}	2×10^{-5}
8	Предвестник инцидента В (ПИ)	10^{-2}	10^{-5}

Если под относительной повторяемостью для каждого i -го класса негативных событий понимать ожидаемое допустимое их количество на одну катастрофу на общем интервале времени наблюдения, то нетрудно заметить, что этот показатель может быть определен как величина, обратная показателю опасности r_i . Тогда, соотношение относительных повторяемостей для каждой группы негативных событий и степени их опасности могут быть графически представлены в виде пирамиды, известной как пирамида Хайнриха, рис. 4.

При этом риски могут быть определены по формулам:

$$R_{\Sigma} = \sum_{i=1}^8 R_i, \quad (1)$$

$$R_i = r_i \times q_i, \quad (2)$$

$$q_i = \frac{n_i}{T}, \quad (3)$$

где R_i – величина риска вследствие возникновения событий i -го класса на интервале времени наблюдения T летных часов;

r_i – показатель опасности для события i -го класса (см. таблицу 2);

q_i – наблюдаемая повторяемость событий i -го класса на интервале времени T ;

n_i – количество наблюдаемых событий i -го класса на интервале времени T ;

R_{Σ} – суммарное (интегральное) значение риска для всех контролируемых классов событий на интервале времени наблюдения T летных часов.



Рис. 4. Пирамида негативных событий, норм их относительной повторяемости и показателей опасности

Вариант матрицы риска для рассматриваемых условий приведен в таблице 3.

Отсутствие элементов «Приемлемо» в шести верхних строках таблицы 3 обусловлено обязательностью расследования АП и инцидентов согласно действующим нормативным документам.

Получаемые оценки, безусловно, имеют приближенный характер, но они отличаются простотой в практике применения и вполне приемлемы для мониторинга текущего уровня риска в процессе управления БП.

Использование событий нижнего уровня (ПИ) позволяет повысить эффективность такого мониторинга особенно в авиакомпаниях с невысокими объемами полетов.

Определение характера особой ситуации в полете может осуществляться на основе экспертной оценки лицами, уполномоченными для проведения расследования (членами государственной комиссии – для инцидентов или членами служебной комиссии – для предвестников авиационных инцидентов).

Таблица 3. Матрица рисков

		Диапазоны вероятности появления событий на 1 ч полета							
		$<10^{-7}$	$\geq 10^{-7}$ $<10^{-6}$	$\geq 10^{-6}$ $<10^{-4}$	$\geq 10^{-4}$ $<10^{-3}$	$\geq 10^{-3}$ $<2 \times 10^{-3}$	$\geq 2 \times 10^{-3}$ $<5 \times 10^{-2}$	$\geq 5 \times 10^{-2}$ $<10^{-2}$	$\geq 10^{-2}$
Классы событий	К	Анализ	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо
	А	Анализ	Анализ	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо
	СИ-А	Анализ	Анализ	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо
	СИ-В	Анализ	Анализ	Анализ	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо
	И-А	Анализ	Анализ	Анализ	Анализ	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо
	И-В	Анализ	Анализ	Анализ	Анализ	Анализ	Непри-емлемо	Непри-емлемо	Непри-емлемо
	ПИ-А	Прием-лемо	Прием-лемо	Прием-лемо	Прием-лемо	Прием-лемо	Анализ	Непри-емлемо	Непри-емлемо
	ПИ-В	Прием-лемо	Прием-лемо	Прием-лемо	Прием-лемо	Прием-лемо	Анализ	Непри-емлемо	

Для выявления нарушений при ОВД проводится регулярный контроль работы персонала ОВД. Выявление нарушений производится посредством:

- контрольного наблюдения за действиями персонала на рабочем месте;
- проверок практических навыков на рабочем месте;
- проверок теоретических знаний.

Указанные методы и средства предлагается использовать комплексно в целях полного и объективного выявления нарушений.

Литература

1. Гипич Г.Н. Концепции и модели прогнозирования и снижения рисков при обеспечении летной годности воздушных судов гражданской авиации. Теория и практика. Монография.- М.: Изд. «ТЕИС», 2005. -308 с.;
2. Зубков Б.В. Безопасность полетов и управление рисками М: МГТУ ГА, 2009 г.;
3. Руководство по обеспечению безопасности полетов (РУБП) (перев. с англ.) Дос. 9859, AN/460 - ИКАО (Монреаль), Минтранс РФ.- М.: 2007.;
4. Зубков Б. В., Шаров В. Д. Теория и практика определения рисков в авиапредприятиях при разработке системы управления безопасностью полетов. – М.: МГТУ ГА, 2010.- 196с.



**Правила оформления материалов,
направляемых для опубликования в журнале
«Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами»**

- Для опубликования в журнале принимаются статьи объемом до 30 с., а также краткие сообщения объемом до 5 стр.
- Статья должна иметь аннотацию не более 600 знаков, ключевые слова.
- На первой странице должны быть указаны: фамилии и инициалы авторов, полное название текста статьи без сокращений, проставлен индекс УДК.
- Материалы должны быть подготовлены в формате *.doc, лист А4, ориентация книжная (вертикальное расположение), шрифт Times New Roman, размер шрифта 12, интервал между строками одинарный, поля (мм): верхнее 22, нижнее 50, левое 30, правое 28, расположение страниц зеркальное. Установить «Автоматическую расстановку переносов». Переносы вручную не ставить.
- Формат формул в MathType или Microsoft Equation: Define Sizes, Full 12 pt, Subscript/Superscript 7 pt, Sub-Subscript/Superscript 5 pt, Symbol 18 pt, Sub-Symbol 12 pt.
- Иллюстрированный материал представляется в формате *.jpg, *.bmp, *.png (разрешение не менее 300 точек на дюйм) или в виде рисунка Word, фрагменты которого объединены в единый объект. Цветные иллюстрации приветствуются.
- В конце текста указывается информация о каждом авторе: Ф.И.О., ученая степень, ученое звание, полное название и почтовый адрес организации, должность, контактные телефоны (служебный, мобильный или домашний), адрес электронной почты.
- В редакцию предоставляется электронный носитель с текстом статьи и ее распечатка в двух экземплярах, подписанная всеми авторами.
- К статье прилагается экспертное заключение о возможности ее открытой публикации, рецензия, лицензионный договор.
- Плата с авторов за публикацию рукописей не взимается.

Содержание

В. Е. Куликов	
Аналитический синтез демпфера тангажа с использованием аэродинамических параметров линеаризованных силовых уравнений продольного движения самолета.....	2
В. Н. Мазур, Е. А. Мельникова, С. В. Хлгтян, А.Е. Ардалионова	
Управление самолетов при посадке в условиях изменяющегося продольного ветра.....	20
Л.В. Бондаренко, Б.В. Зубков	
Оценки степени риска прогнозируемых событий.....	29