

Угловое движение пассажирского самолета при отрыве от взлетно-посадочной полосы

Маркин Н.Н.

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия
e-mail: markin106@mail.ru*

Аннотация

Рассматривается угловое движение самолета при отрыве от взлетно-посадочной полосы (ВПП) в случаях ошибочного использования тормозной системы и непреднамеренной ошибке в расчете центровки. В обоих случаях для отрыва от ВПП потребуется увеличить угол отклонения стабилизатора для поднятия носового колеса, отрыва от взлетно-посадочной полосы и более энергично отклонить руль высоты на кабрирование. Определяется влияние параметров управления в момент отрыва от ВПП на характеристики продольного углового движения в линейной области. В случае ошибочного использования тормозной системы отклонение стабилизатора для парирования пикирующего момента от силы трения приведет к увеличению кабрирующего момента органов продольного отклонения после отрыва от взлетно-посадочной полосы, что создает условия для превышения угла сваливания. Рекомендуется в случае невозможности оторвать самолет от ВПП на расчетной скорости на интервале времени 3 секунды принять решение о прекращении взлета и включить систему торможения самолета.

Ключевые слова: самолет, взлет, угловое движение, управление, руль высоты, стабилизатор, сваливание, аналитическое конструирование оптимального регулятора

Введение

На этапе взлета самолета происходит около трети авиационных происшествий. Это обстоятельство определяет большое число работ [1-4], в которых исследуется взлет и предлагаются системы улучшения управляемости и бортовые системы поддержки принятия решений на этапе взлета. Разработаны рекомендации для случаев отказа двигателя [5] и внезапного появления препятствий на взлетно-посадочной полосе [2]. Для случая отказа двигателя выполняют расчет прерванного и продолженного взлета, критической скорости принятия решения о продолжении взлета с отказавшим двигателем [5].

Анализ летных происшествий [6-8] показывает, что при обледенении самолета и взлетно-посадочной полосы, при непреднамеренных ошибках использования тормозной системы увеличивается угол отклонения стабилизатора на кабрирование для компенсации пикирующего момента от силы торможения на участке разбега по ВПП. Требуемое отклонение стабилизатора после отрыва от ВПП существенно меньше. Созданный кабрирующий момент в сочетании с отклонением руля высоты на кабрирование в момент отрыва от взлетно-посадочной полосы вызывает увеличение углов тангажа и атаки по сравнению со значениями при расчетных

условиях взлета. Непреднамеренные ошибки в подготовке взлета и управлении самолетом создают предпосылки к летному происшествию в следующих случаях:

1. Превышение максимального взлетного веса,
2. Положение центра масс впереди предельно-передней центровки,
3. Обледенение крыла [8],
4. Превышение силой торможения расчетного значения избыточным обжатием тормозов [7], загрязнением и снежно-ледяными отложениями на ВПП [8].

В указанных случаях не удастся поднять носовое колесо и оторвать самолет от взлетно-посадочной полосы при расчетных значениях скорости. Экипаж должен быть готов к своевременным действиям при нестандартной реакции самолета на отклонение органов управления.

Постановка задачи.

Рассматривается взлет самолета при избыточном отклонении на кабрирование горизонтального стабилизатора для парирования пикирующего момента от силы трения основных стоек шасси на участке разбега. Ставится задача исследования в линейной области продольного углового движения самолета и определение возможности превышения угла сваливания после отрыва от ВПП. Переходный процесс в продольном угловом движении самолета определяется при использовании автоматической системы улучшения устойчивости и управляемости с желаемыми собственными значениями форм движения.

Математическая модель углового движения самолета и метод решения

Для исследования углового движения самолета до отрыва от ВПП

используется система дифференциальных уравнений [9]:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_z = \frac{qSb_a}{I_z} \left(m_z^{\omega_z} \omega_z + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\delta_{PB}} \delta_{PB} + m_z^{\varphi} \varphi \right) + \frac{1}{I_z} (M_{ZAB} + M_{ZHOC} + M_{ZOCH}) \\ \dot{\vartheta} = \omega_z \end{cases} \quad (1)$$

В этой системе уравнений используются следующие обозначения:

ω_z, ϑ - угловая скорость тангажа и угол тангажа;

$\alpha, \delta_{PB}, \varphi$ - углы атаки, установки двигателя, отклонения руля высоты и горизонтального стабилизатора;

q, S, b_a, I_z - величина скоростного напора, площадь и средняя аэродинамическая хорда крыла, момент инерции самолета относительно оси OZ связанной системы координат.

$M_{ZAB}, M_{ZHOC}, M_{ZOCH}$ - моменты, создаваемые двигателем и силами реакции носовой стойки и основных стоек шасси;

$m_z^{\omega_z}, m_z^{\dot{\alpha}}, m_z^{\alpha}, m_z^{\delta_{PB}}, m_z^{\varphi}$ - производные коэффициента продольного момента по угловой скорости тангажа, скорости изменения угла атаки, по углу атаки, углу отклонения руля высоты и углу отклонения стабилизатора.

Угол атаки при отрыве от ВПП определяется по формуле

$$\alpha = \vartheta - \Theta.$$

Момент, создаваемый двигателем в продольном канале, вычисляется по формуле:

$$M_{ZAB} = -P_{\Delta B} h_{\Delta B}, \quad (2)$$

где $P_{\Delta B}, h_{\Delta B}$ - тяга двигателя и плечо относительно оси OZ связанной системы координат.

Моменты, создаваемые носовой и основными стойками шасси вычисляются по формулам:

$$M_{ZHOC} = N_{HOC}(x_{HOC} - x_T) - f_{TP} \cdot N_{HOC} \cdot h_{HOC}, \quad (3)$$

$$M_{ZOCH} = -N_{OCH}(x_{OCH} - x_T) - f_{TP} \cdot N_{OCH} \cdot h_{OCH}, \quad (4)$$

где f_{TP}, x_T - коэффициент трения и координата центра масс самолета,

$x_{HOC}, h_{HOC}, x_{OCH}, h_{OCH}$ - координаты точек приложения сил реакции носовых и основных стоек шасси в системе главных строительных осей.

Силы реакции носовой и основных стоек шасси при разбеге самолета по ВПП определяются из системы уравнений:

$$\begin{cases} N_{HOC} + N_{OCH} - mg + P_{\Delta B} \sin(\alpha + \varphi_{\Delta B}) + Y_a = 0 \\ qSb_a (m_Z^\alpha \alpha + m_Z^{\delta_{PB}} \delta_{PB} + m_Z^\varphi \varphi) + M_{Z\Delta B} + M_{ZHOC} + M_{ZOCH} = 0 \end{cases} \quad (5),$$

где $Y_a, P_{\Delta B}, N_{HOC}, N_{OCH}$ - подъемная сила, сила тяги двигателя, силы реакции носовой стойки и основных стоек шасси.

Для отрыва от ВПП необходимо увеличить угол атаки и создать подъемную силу, превышающую силу притяжения $Y_a > mg$. Потребное для увеличения угла атаки отклонение руля высоты составит:

$$\delta_{PB} = \frac{I_Z \dot{\omega}_Z}{M_Z^{\delta_{PB}}} - \frac{\left(M_Z^{\omega_Z} \omega_Z + M_Z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_Z^\alpha \alpha + M_Z^\varphi \varphi + M_{Z\Delta B} \right)}{M_Z^{\delta_{PB}}} - \frac{M_{ZHOC} + M_{ZOCH}}{M_Z^{\delta_{PB}}} \quad (6)$$

Определяем зависимость требуемого отклонения руля высоты от силы торможения основных колес. Результаты расчета представлены на рисунке 1 для двух значений угла отклонения стабилизатора самолета для гипотетического варианта расчета [6,10].

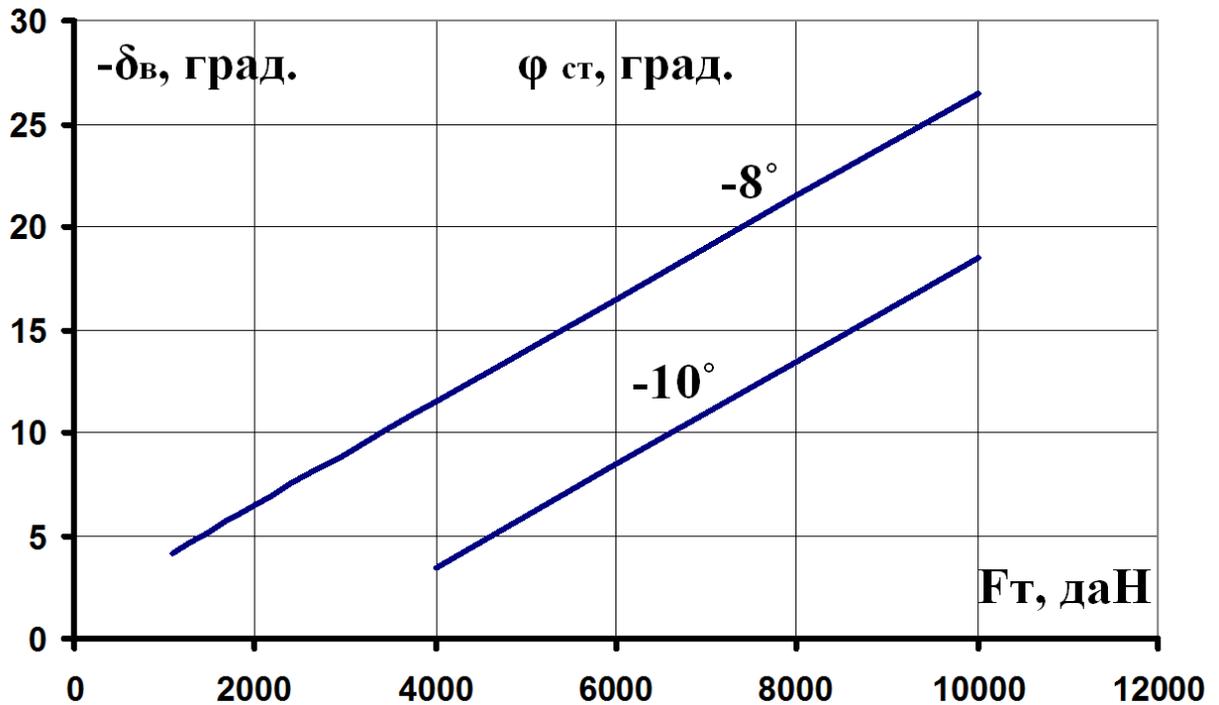


Рис. 1. Зависимость потребного отклонения руля высоты от силы торможения основных стоек колес

Для исследования динамики углового движения самолета в линейной области после отрыва от ВПП используется система дифференциальных уравнений в форме Коши:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\alpha} = \Delta \omega_z - \frac{g}{V} n_y^\alpha \Delta \alpha \\ \Delta \dot{\omega}_z = \frac{1}{J_z} \left[\left(M_z^{\omega_z} + M_z^{\dot{\alpha}} \right) \Delta \omega_z + \left(M_z^\alpha - M_z^{\dot{\alpha}} \frac{g}{V} n_y^\alpha \right) \Delta \alpha + M_z^{\delta_B} \Delta \delta_B + M_z^\varphi \Delta \varphi \right], \\ \Delta \dot{\vartheta} = \Delta \omega_z \end{cases} \quad (7)$$

где $n_y^\alpha = \frac{C_{ya}^\alpha q S}{mg}$ - производная нормальной перегрузки по углу атаки.

Линеаризованные уравнения продольного углового движения самолета с учетом приводов руля высоты и стабилизатора рассматриваются в векторной форме:

$$\dot{x} = ax + bu, \quad (8)$$

где a, b - матрицы динамических коэффициентов линеаризации и коэффициентов управления,

x, u - вектора фазовых координат и управления.

Динамика приводов руля высоты и стабилизатора описывается колебательными звеньями.

Дополним уравнения углового движения передаточными функциями приводов руля высоты и стабилизатора:

$$W_{np} = \frac{L[\Delta\delta_B(p)]}{L[u(p)]} = \frac{1}{T_{np}^2 p^2 + 2\xi_{np} T_{np} p + 1}, \quad (9)$$

$$W_{CT} = \frac{L[\Delta\varphi_{CT}(p)]}{L[u_{CT}(p)]} = \frac{1}{T_{CT}^2 p^2 + 2\xi_{CT} T_{CT} p + 1}, \quad (10)$$

где T_{np} и T_{CT} - постоянные времени привода руля высоты и привода стабилизатора,

ξ_{np} и ξ_{CT} - коэффициенты относительного демпфирования привода руля высоты и привода стабилизатора.

Уравнения движения в форме Коши для приводов руля высоты и

стабилизатора имеют вид:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\delta}_B = \omega_{np} \\ \dot{\omega}_{np} = -\frac{2\xi_{np}}{T_{np}} \omega_{np} - \frac{1}{T_{np}^2} \Delta \delta_B + \frac{1}{T_{np}^2} u \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \Delta \dot{\varphi}_{CT} = \omega_{CT} \\ \dot{\omega}_{CT} = -\frac{2\xi_{CT}}{T_{CT}} \omega_{CT} - \frac{1}{T_{CT}^2} \Delta \varphi_{CT} + \frac{1}{T_{CT}^2} u_{CT} \end{cases}, \quad (12)$$

где $\omega_{np} = \dot{\delta}_B$ и $\omega_{CT} = \Delta \dot{\varphi}_{CT}$ - угловые скорости приводов при повороте руля

высоты и отклоняемого горизонтального стабилизатора.

Исследуется реакция самолета с системой управления на отклонение руля высоты. Угловое отклонение стабилизатора соответствует условию парирования момента от силы трения на этапе разбега по ВПП. Настройка коэффициентов усиления автоматической системы улучшения устойчивости и управляемости обеспечивает постоянство пилотажных характеристик при изменении параметров полета и желаемые собственные значения форм движения.

Для линеаризованной математической модели (7,11,12) найдем оптимальный регулятор углового движения относительно расчетной траектории набора высоты после отрыва от ВПП по квадратичному критерию:

$$J = \int_0^{\infty} (q_{\alpha} \cdot \Delta \alpha^2 + q_{\omega} \cdot \Delta \omega_z^2 + q_{\vartheta} \cdot \Delta \vartheta^2 + q_{\delta} \cdot \Delta \delta_B^2 + q_{\varphi} \cdot \Delta \varphi^2) \cdot dt \quad (13)$$

Решение данной задачи представляет собой аналитическое конструирование оптимального регулятора с линейным алгоритмом управления [11]:

$$u = -Kx, \quad (14)$$

где K - матрица оптимальных коэффициентов регулирования.

При моделировании используется закон управления с постоянными коэффициентами в цепи обратной связи при допущении справедливости метода «замороженных» коэффициентов линеаризации на ограниченном интервале времени.

Вычисляется матрица коэффициентов линеаризации замкнутой системы с учетом найденных оптимальных коэффициентов регулирования по квадратичному критерию:

$$a_z = a - bK$$

Для матрицы a_z определяются собственные значения, коэффициенты относительного демпфирования и частоты замкнутой системы.

Решение задачи аналитического конструирования оптимального регулятора существенно зависит от выбора весовых коэффициентов квадратичного критерия. Для учета дополнительных требований к коэффициенту относительного демпфирования ξ_a продольного короткопериодического движения самолета с системой улучшения устойчивости и управляемости используем выбор коэффициентов усиления в цепи обратной связи по заданному расположению собственных значений матрицы a_z замкнутой системы управления [11]. Выбрано желаемое значение коэффициента относительного демпфирования для самолета с системой улучшения устойчивости и управляемости

$$\xi_a = 0.65 .$$

Решается задача синтеза в пространстве состояний коэффициентов регулятора для размещения собственных значений замкнутой системы с желаемыми величинами коэффициентов относительного демпфирования и частот продольного углового движения. В результате выбраны параметры обратных связей, которые обеспечивают в продольном угловом движении аperiodическую форму с величиной собственного значения $p_a = -0.26$, и колебательную форму движения с желаемым коэффициентом относительного демпфирования $\xi_a = 0.65$ и частотой $\omega_a = 1.65$.

Выбранные коэффициенты обратных связей по углу и угловой скорости тангажа и углу атаки для автопилота в тангажном варианте используется при моделировании углового движения самолета при отрыве от ВПП для двух случаев:

1. Превышение силой торможения расчетного значения обжатием тормозов или загрязнением ВПП. Предельного отклонения руля высоты на кабрирование не достаточно для парирования кабрирующего момента от силы торможения. Для подъема носового колеса и отрыва самолета от взлетно-посадочной полосы дополнительно отклоняется переставной горизонтальный стабилизатор на кабрирование.
2. Положение центра масс отличается от расчетного значения. Центр масс находится ближе к предельно-передней центровке. Имеется непреднамеренная ошибка в установке стабилизатора на кабрирование. Как и в первом случае для подъема носового колеса и отрыва самолета от взлетно-посадочной

полосы дополнительно отклоняется переставной горизонтальный стабилизатор на кабрирование в процессе разбега по ВПП.

На рисунке 2 представлена зависимость приращения угла тангажа от времени при плавном увеличении угла атаки в расчетных условиях взлета.

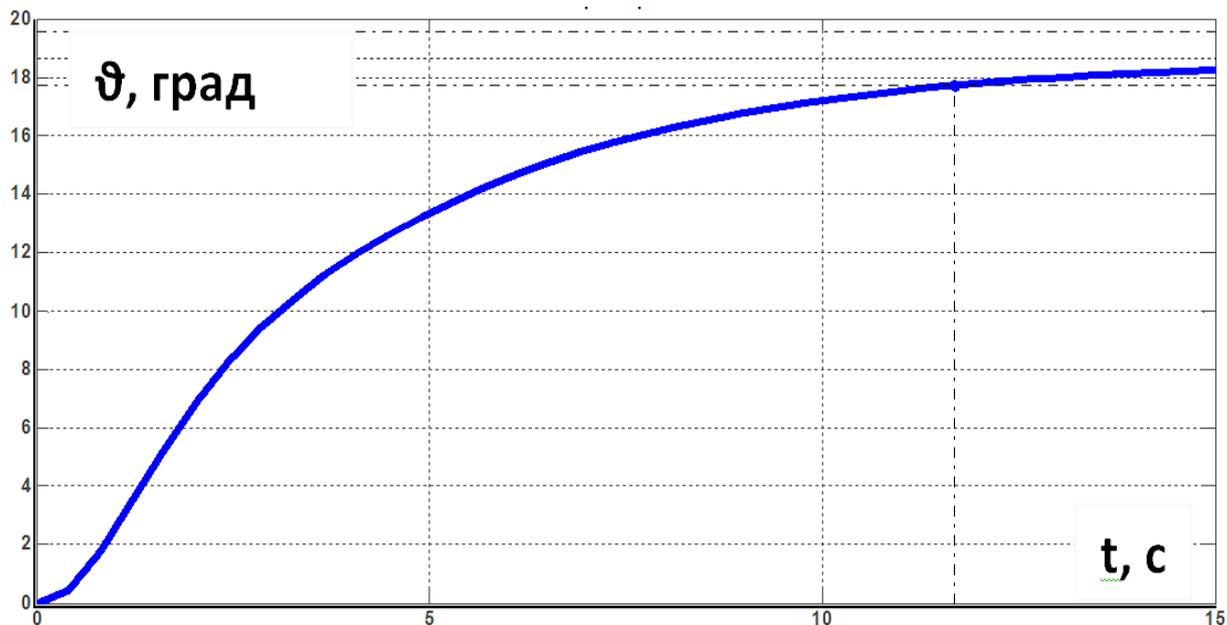


Рис. 2. Зависимость угла тангажа от времени при отклонении руля высоты на кабрирование и расчетном отклонении горизонтального переставного стабилизатора при значении коэффициента трения на разбеге $f_{TP}=0.02$

Увеличение силы торможения на этапе разбега происходит на заснеженной [6] и загрязненной взлетно-посадочной полосе [7], при ошибочном использовании тормозной системы [8], при завершении разбега за концевой полосой безопасности [8] и в ряде других ситуациях,

Перед взлетом устанавливают стабилизатор во взлетное положение в соответствии с центровкой самолета. Для моделирования выбраны соотношения

между углом установки стабилизатора и центровкой, представленные в таблице для гипотетического варианта.

Таблица

Соотношения между углом установки стабилизатора и центровкой самолета

Центровка	Xт %	24	26	28	30	32	34	36
Угол установки стабилизатора	Φ ст	-10	-8	-7	-6	-5	-4	-3

В линейной области продольное угловое движение по углу атаки рассматривается как сумма реакций на отклонение руля высоты и реакцию на начальные значения фазовых координат и начальные отклонения руля высоты и стабилизатора. Уменьшение пикирующего момента от силы трения происходит до нуля на интервале времени от момента поднятия носового колеса на угле атаки 3 градуса до момента отрыва самолета от взлетно-посадочной полосы при уравнивании подъемной силой силы притяжения.

Использование моделирования в линейной области [12-14] позволяет оценить влияние начальной балансировки, необходимой для парирования пикирующего момента от силы трения основных шасси на участке разбега, на приращение угла атаки и безопасность полета после отрыва от ВПП.

На рисунке 2 представлены зависимости угла атаки от времени для различных значений коэффициента трения и угла установки стабилизатора.

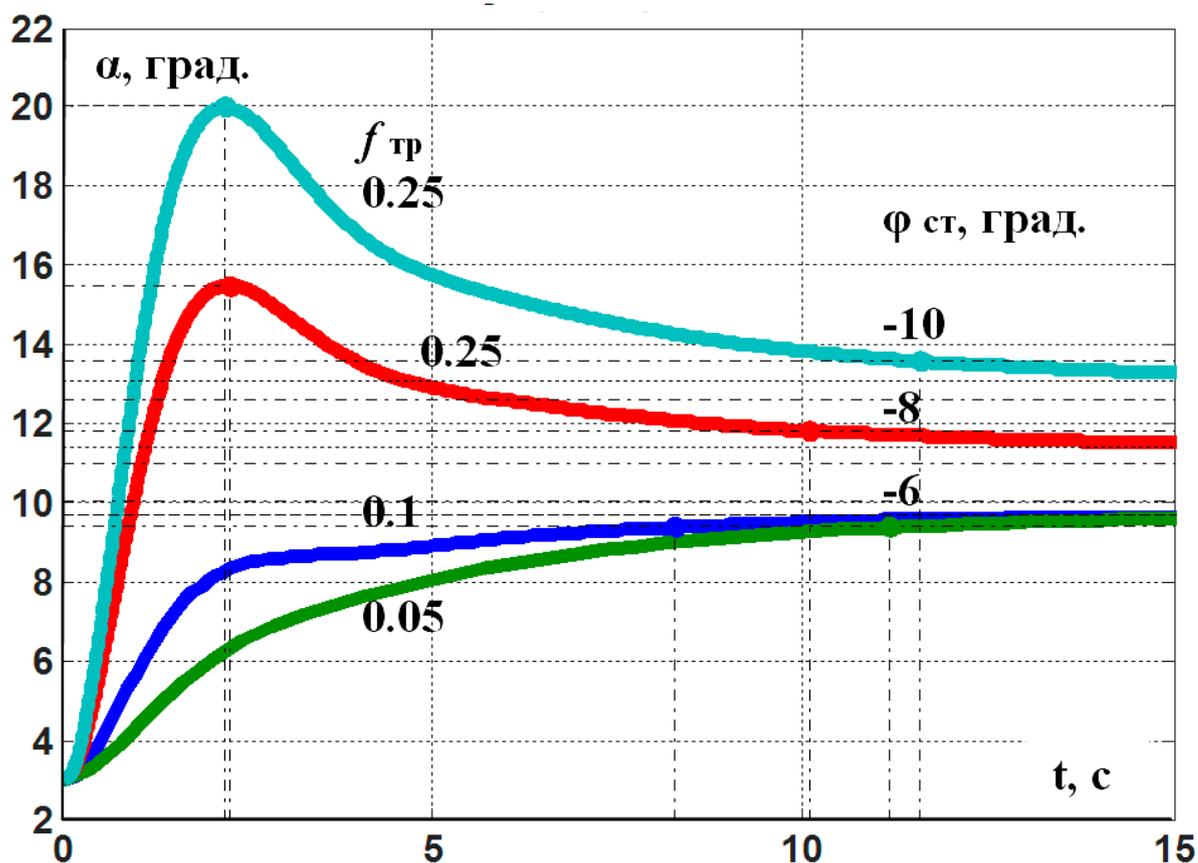


Рис. 3. Зависимости угла атаки от времени для значений коэффициента трения $f_{тр}$ в диапазоне от 0.05 до 0.25 и углах установки стабилизатора $\phi_{ст}$ от -6 до -10 градусов

Анализ результатов расчета показывает, что кабрирующий момент, созданный рулем высоты и стабилизатором для парирования пикирующего момента силы торможения колес шасси на разбеге, приводит к росту угла атаки после отрыва от взлетно-посадочной полосы. Увеличение угла отклонения на кабрирование горизонтального стабилизатора вызывает увеличение балансирующего угла атаки.

Система автоматического управления продольным угловым движением в тангажном варианте при выбранных желаемых параметрах размещения собственных значений замкнутой системы описывается передаточной функцией по

приращению угла атаки на командный ступенчатый сигнал отклонения руля высоты передаточной функцией:

$$W_{\alpha} = \frac{L[\Delta\alpha(p)]}{L[u_{np}(p)]} = \frac{-316.9p}{p^5 + 22.4p^4 + 451.4p^3 + 1028p^2 + 1326p + 283}.$$

Числитель передаточной функции представляет собой дифференцирующее звено, что и определяет характер реакции на ступенчатый сигнал импульсной переходной функцией.

Балансировка самолета при командном сигнале $u_{np}(0+)$ по углу атаки на отклонение руля высоты описывается передаточной функцией:

$$W_{\omega} = \frac{L[\Delta\alpha(p)]}{L[u_{np}(0+)]} = \frac{-316.9}{p^5 + 22.4p^4 + 451.4p^3 + 1028p^2 + 1326p + 283}.$$

Для самолета с системой улучшения устойчивости и управляемости при принятых допущениях о выборе коэффициентов усиления в цепи обратной связи первая форма движения описывается аperiodическим процессом с постоянной времени, равной 3,846 с.

Таким образом, отклонение руля высоты и стабилизатора на кабрирование для парирования пикирующего момента от силы торможения на участке разбега по ВПП приведет после отрыва от взлетно-посадочной полосы к увеличению угла атаки, что может привести к превышению угла сваливания.

Дополнительное отклонение руля высоты и стабилизатора потребуется и в случае непреднамеренной ошибки расчета центровки самолета при ее смещении в сторону предельно-переднего положения.

Требуемое дополнительное отклонение стабилизатора будет зависеть от приращения коэффициента момента тангажа по углу атаки ΔM_Z^α :

$$\Delta \varphi_{ст} = -\frac{\Delta M_Z^\alpha \alpha}{M_Z^\varphi}.$$

С увеличением смещения центровки вперед возрастает требуемое отклонение стабилизатора, вплоть до момента выхода за предельно-переднюю центровку, после которого взлет самолета станет не возможен по условиям балансировки моментов в продольном угловом движении.

На рисунке 4 представлено расположение корней характеристического уравнения замкнутой системы с оптимальным регулятором для расчетной и предельно-передней центровок.

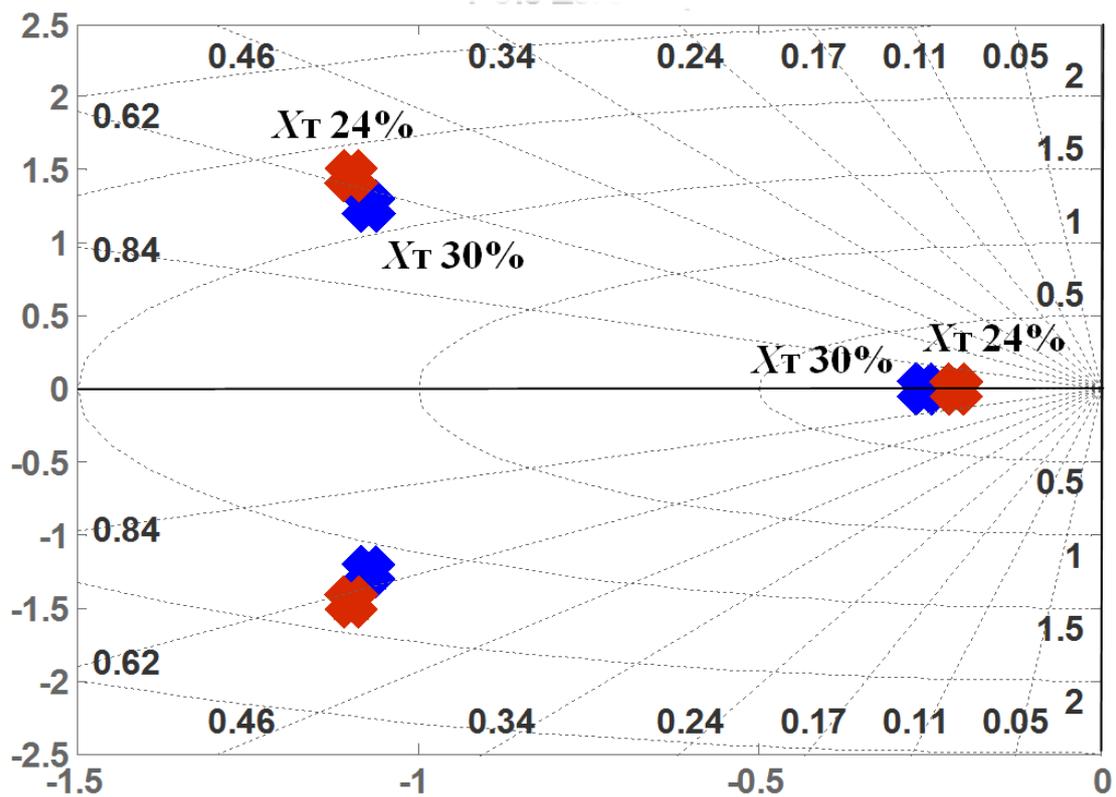


Рис. 4 Расположение корней характеристического уравнения замкнутой системы с оптимальным регулятором для расчетной (34%) и предельно-передней (24%) центровок

При изменении центровки незначительно возрастает частота и уменьшается относительный коэффициент демпфирования короткопериодического движения. Результаты моделирования при нерасчетной центровке, близкой к предельно-передней центровке, представлены на рисунке 5. Приращение угла атаки $\alpha_{до}$ после отрыва от ВПП при расчетных условиях взлета не превышает 6.3 градуса. В случае предельно-передней центровки 24% угол установки стабилизатора потребуется отклонить с 6 до 10 градусов. После отрыва носового колеса при угле атаки 3.2 градуса угол атаки при взлете возрастет до 9.5 градусов. Влияние силы торможения

основных шасси на балансировку в расчетных условиях определяется величиной приращения $\alpha_{\delta f}$ и является незначительным.

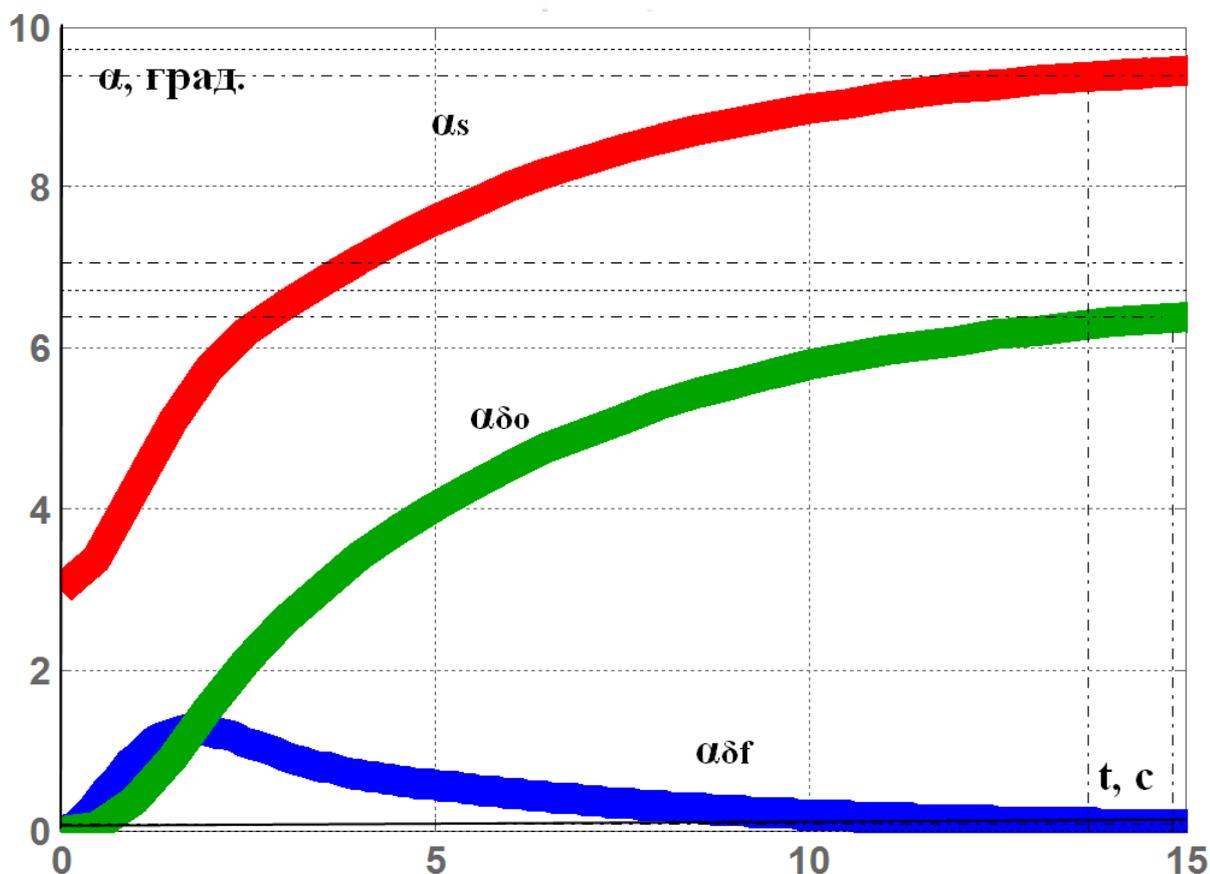


Рис. 5. Зависимость угла атаки от времени при отрыве самолета от ВПП для вариантов избыточного отклонения стабилизатора при нерасчетном обжатии тормозов и нерасчетной центровке, близкой к предельно-передней центровки

Анализ результатов и выводы

Для самолета с переставным стабилизатором увеличение потребного отклонения горизонтального стабилизатора для парирования пикирующего момента от силы трения на заснеженной ВПП для более раннего поднятия носового колеса [8] и при ошибочном использовании тормозной системы [6] создает предпосылки к летному происшествию. После отрыва от ВПП увеличенное отклонение

стабилизатора и отклонение руля высоты на взлет создают моменты на кабрирование, что может привести к превышению угла сваливания.

Увеличение потребного отклонения горизонтального стабилизатора возможно при смещении центровки вперед, при увеличении взлетного веса, уменьшении подъемной силы крыла при обледенении. Но в этом случае нет избыточного отклонения стабилизатора, которое необходимо парировать сразу после взлета, как в случае действия большой тормозящей силы на основное шасси в случае ошибочного использования тормозной системы. При смещении центровки вперед опасного перегулирования по углу атаки не наблюдается.

Невозможность поднять носовое колесо и оторвать самолет от ВПП на расчетной скорости является следствием нескольких вариантов предпосылок к летному происшествию. Если в течение 3 секунд увеличение скорости на 10÷15 км/час не позволяет выполнить отрыв от ВПП, следует начать торможение самолета и прервать взлет. В этом случае следует учитывать опасность выкатывания за концевую полосу безопасности, поскольку решение принимается на скорости, близкой к скорости отрыва от ВПП.

Библиографический список

1. Ципенко В.Г., Бекмуханбетов М.Д. Исследование взлета самолета Ил-96-300 с целью обоснования выбора оптимальных углов отклонения закрылков // Научный вестник МГТУ ГА. 2007. № 111. С. 166-168.

2. Шевченко А.М., Салонников Ю.И., Начинкина Г.Н. Разработка и исследование метода прогнозирования взлета самолета // Проблемы управления. 2012. №8. С. 63-68.
3. Глубокая М.Г. Бортовая система поддержки принятия решений на этапе взлета пассажирского самолета // Техника воздушного флота. 2008. Т. LXXXII. № 1(690). С. 21-30.
4. Павлов Б.В., Шевченко А.М. Средства информационной поддержки пилота на этапах взлета и посадки. // Известия Южного федерального университета. Технические науки. 2011. №3. С. 206-414.
5. Введение в летно-технические характеристики воздушных судов. Airbus, dream-air.ru
6. Результаты расследования катастрофы Як-42 авиакомпании «Як Сервис», <https://www.aex.ru/docs/3/2011/11/2/1446/>
7. Окончательный отчет по результатам расследования авиационного происшествия, http://www.mak.ru/russian/investigations/2008/report_ew-101pj.pdf
8. Забытое крушение самолёта ЯК-40 в Шереметьево 09 марта 2000, <http://911tm.9bb.ru/viewtopic.php?id=440>
9. Козин Р.В. Программа расчета взлетных характеристик самолета с учетом движения его вокруг центра тяжести // Труды ЦАГИ. 1977. Выпуск 1794. 12 с.
10. Руководство по летной эксплуатации Як-42. – М.: Гос НИИ ГА, 2004. Книга 1 - 843 с. Книга 2 - 988 с.

11. Имаев Д.Х. Синтез систем управления в среде MATLAB. – СПб.: ЛЭТИ, 2010.- 78 с.
12. Обухов Ю.В., Попов А.С., Орлов А.С., Котова А.О. Применение имитационного моделирования для оценки безопасности полётов // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57729>
-
13. Архипова О.В. Новое решение задачи индикационного обеспечения режима интеллектуальной поддержки летчика // Труды МАИ. 2012. № 62. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35521>
14. Писаренко В.Н. Средства обеспечения приемлемого уровня безопасности полётов // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т.19. №3. С. 27-34.