

Формирование сигнала на мнемоническом индикаторе для режима ручного управления тягой самолета при заходе на посадку

Мулин П.В.* , Березуев А.В.**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: pvmpro@mail.ru*

***e-mail: ber-av@mail.ru*

Аннотация

Рассматривается способ формирования сигнала на мнемоническом индикаторе для режима ручного управления тягой корабельного самолета при заходе на посадку. В его основе - комплексирование сигналов отклонения скорости полета, отклонения угла атаки и нормальной составляющей перегрузки без запаздывания в тракте управления, позволяющее скорректировать динамические характеристики контура управления тягой по углу атаки, сделать их аналогичными управлению по отклонению скорости полета и за счет этого упростить летчику задачу удержания самолета в допустимой зоне изменения угла атаки в условиях действия ветровых возмущений.

Ключевые слова: управление тягой, угол атаки, мнемонический индикатор, корабельный самолет.

Особенности палубной посадки накладывают дополнительные требования на точность выдерживания заданного посадочного значения угла атаки в установившемся режиме [1-7], вследствие этого управление тягой в ручном режиме производится по отклонению угла атаки от посадочного значения. На корабельных самолетах отклонения угла атаки от допустимых значений и направление перемещения рычагов управления двигателем (РУД) отображаются на мнемоническом индикаторе (МИ), расположенном в области периферийного зрения летчика. МИ представляет собой линейку (шкалу) цветных огней, каждый из которых загорается при отклонении угла атаки от заданного значения в определенных пределах. Это позволяет выдерживать угол атаки в допустимой области, не отвлекаясь от пилотирования самолетом.

Летчик, управляя тягой через РУД и стабилизируя угол тангажа с помощью ручки управления самолетом (РУС), в длиннопериодическом движении удерживает самолет в допустимой зоне изменения посадочного значения угла атаки. Однако изменение угла атаки содержит как медленную составляющую, так и быструю. Быстрая составляющая вызвана короткопериодическим движением самолета по углу тангажа и действием ветровых возмущений (турбулентность воздуха, спутная струя за кормой корабля). Фактически информация о быстрых составляющих изменения угла атаки, поступающая на МИ, «зашумляет» полезную информацию. В турбулентности летчик наблюдает быстрое беспорядочное чередование линейки огней МИ. Вместе с тем летчик оценивает динамические характеристики контура управления по возможности управления с минимальными движениями РУД [8].

Традиционные приемы борьбы с данной проблемой: введение низкочастотного фильтра на входе индикатора; «загрубление» МИ путем увеличения допустимых отклонений угла атаки в пределах каждой зоны и укорачивание линейки огней МИ. Оба подхода приводят к снижению точности, вследствие дополнительного запаздывания в тракте стабилизации угла атаки, либо увеличения зоны допустимых отклонений угла атаки на МИ.

В работе исследовался способ формирования сигнала на МИ для режима ручного управления тягой самолета при заходе на посадку, позволяющий упростить летчику задачу удержания самолета в допустимой зоне изменения угла атаки, повысить точность ее выдерживания в условиях действия ветровых возмущений.

Постановка задачи

На рисунке 1 приведена схема контура управления углом атаки α для режима ручного управления тягой корабельного самолета и стабилизации его углового положения ϑ .

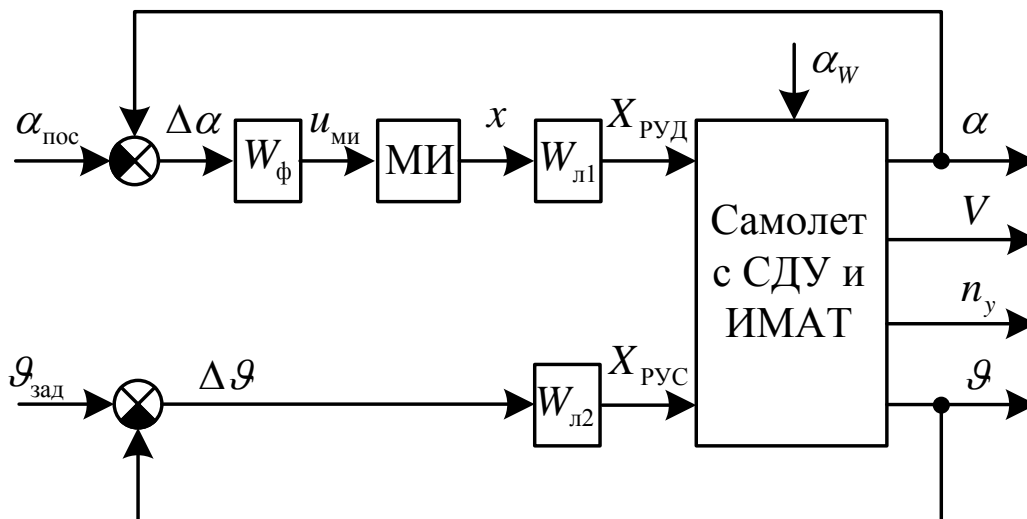


Рисунок 1. Обобщенная схема контура управления углом атаки для режима ручного управления тягой, в которой:

СДУ – система дистанционного управления; ИМАТ – исполнительный механизм автомата тяги; $\alpha_{\text{пос}}$ – посадочное значение угла атаки; α_w – составляющая угла атаки, вызванная ветровым возмущением; n_y – нормальная составляющая перегрузки самолета; V – приборная скорость; $u_{\text{МИ}}$ – сигнал на входе МИ; $X_{\text{руд}}$ – отклонение рычага управления двигателем; $X_{\text{руС}}$ – отклонение ручки управления самолетом; W_ϕ – передаточная функция (ПФ) низкочастотного фильтра; $W_{л1}$ и $W_{л2}$ – передаточные функции летчика в канале тяги и руля высоты, соответственно.

Упрощенные уравнения возмущенного продольного движения самолета относительно программной траектории с двумя каналами управления можно записать в виде [9]

$$\dot{\omega}_z = -c_1\omega_z - e_3\Delta V - c_5\Delta\dot{\alpha} - c_2\Delta\alpha - c_3\Delta\delta_B - r_3\Delta P; \quad (1)$$

$$\Delta\dot{V} = -e_1\Delta V - c_8\Delta\alpha - c_7\Delta\theta + r_1\Delta P; \quad (2)$$

$$\Delta\dot{\alpha} = -e_2\Delta V - c_4\Delta\alpha + \omega_z - c_9\Delta\delta_B - r_2\Delta P; \quad (3)$$

$$\Delta\theta = \Delta\vartheta - \Delta\alpha; \quad (4)$$

$$\Delta\dot{\vartheta} = \omega_z, \quad (5)$$

где $\Delta\delta_B$ – угол отклонения руля высоты от балансировочного значения; ΔP – приращение силы тяги двигателя; Δ – знак приращения; V – скорость полета; α – угол атаки; θ – угол наклона траектории; ϑ – угол тангажа; e_i , r_i и c_i – динамические коэффициенты [9].

Уравнения движения самолета (1) – (3) допускают дальнейшие упрощения. Продольное движение самолета представляют в виде изолированных короткопериодического и длиннопериодического движений [4]. Физически такое разделение определяется тем, что в процессе возмущенного движения нарушенные равновесия моментов, действующих вокруг поперечной оси самолета, и продольных, нормальных сил, восстанавливаются во времени различно. Быстрее при устойчивом короткопериодическом движении восстанавливается равновесие моментов, связанное в основном с изменениями угла атаки и угловой скорости ω_z , и гораздо медленнее - равновесие сил, связанное в основном с изменением скорости полета самолета V . Устойчивое короткопериодическое движение заканчивается за время, за которое скорость полета самолета практически не изменяется. Поэтому при исследовании динамики управления самолетом по скорости можно использовать уравнения возмущенного длиннопериодического движения самолета относительно программной траектории, которые получают из (1) – (5), полагая мгновенную балансировку самолета по моменту тангажа [9]

$$\Delta \dot{V} = -e_1 \Delta V - (c_8 - c_7) \Delta \alpha - c_7 \Delta \vartheta + \eta_1 \Delta P ; \quad (6)$$

$$\Delta \dot{\alpha} = -e_2 \Delta V - c_4 \Delta \alpha + \Delta \dot{\vartheta} - c_9 \Delta \delta_B - r_2 \Delta P , \quad (7)$$

В ручном режиме управления летчик визуально легко контролирует изменение угла тангажа и быстро компенсирует низкочастотные возмущения по угловому положению. Для малых изменениях угла тангажа ($\Delta \vartheta \approx 0$) уравнения (6) – (7) принимают вид

$$\Delta \dot{V} = -e_1 \Delta V - (c_8 - c_7) \Delta \alpha + \eta_1 \Delta P ; \quad (8)$$

$$\Delta \dot{\alpha} = -e_2 \Delta V - c_4 \Delta \alpha - c_9 \Delta \delta_B - r_2 \Delta P. \quad (9)$$

Из уравнений (8) – (9) получим ПФ самолета по углу атаки и скорости, которые имеют вид

$$\frac{\Delta \alpha(s)}{\Delta P(s)} = \frac{-r_2(s + e_1) - r_1 e_2}{s^2 + (c_4 + e_1)s + e_1 c_4 - e_2(c_8 - c_7)}; \quad (10)$$

$$\frac{\Delta V(s)}{\Delta P(s)} = \frac{r_2(c_8 - c_7) + r_1(s + c_4)}{s^2 + (c_4 + e_1)s + e_1 c_4 - e_2(c_8 - c_7)}. \quad (11)$$

Обычно значением r_2 можно пренебречь. Тогда из соотношения ПФ (10), (11) находим связь между изменениями скорости и угла атаки, вызванными действием тяги

$$\frac{\Delta V(s)}{\Delta \alpha(s)} = -\frac{s + c_4}{e_2}. \quad (12)$$

Из анализа (12) следует, что изменение скорости полета (как реакция на перемещение РУД) опережает изменение угла атаки. В результате система с обратной связью по отклонению угла атаки имеет меньшие запасы устойчивости, поэтому летчику управлять по отклонению посадочной скорости проще. Этим обстоятельством объясняется пожелания летчиков управлять РУД по изменению скорости, а не угла атаки. Вместе с тем для расчета скорости по заданному посадочному углу атаки, который приближенно можно определить согласно выражению [10]

$$V_{\text{пос}} \approx \sqrt{\frac{2mg}{c_y(\alpha_{\text{пос}})\rho S}} \quad (13)$$

необходимо знать полетную массу самолета m , плотность воздуха ρ , коэффициент подъемной силы $c_y(\alpha_{\text{пос}})$ и т.д. Однако, эти данные не всегда точны.

Возникает задача корректировки динамических характеристик контура управления тягой по углу атаки, сделать их аналогичными характеристикам управления по отклонению скорости полета.

Метод решения

Из уравнения (7) находится связь между отклонениями скорости и угла атаки от балансировочных значений

$$\Delta V = -\frac{c_4}{e_2} \Delta \alpha - \frac{c_9}{e_2} \Delta \delta_B - \frac{r_2}{e_2} \Delta P + \frac{1}{e_2} (\Delta \dot{\vartheta} - \Delta \dot{\alpha}); \quad (14)$$

$$\Delta V = V - V_{\text{пос}},$$

или с учетом соотношения [2]

$$\Delta n_y = \frac{c_6}{g} (\Delta \dot{\vartheta} - \Delta \dot{\alpha}); \Delta n_y = n_y - 1,$$

уравнение (14) примет вид

$$\Delta V = -\frac{c_4}{e_2} \Delta \alpha - \frac{c_9}{e_2} \Delta \delta_B - \frac{r_2}{e_2} \Delta P + \frac{1}{c_6 e_2} g \Delta n_y. \quad (15)$$

Пренебрегая подъемной силой руля высоты (при малых значениях c_9) и составляющей $\frac{r_2}{e_2} \Delta P$ в (15), получим связь изменения скорости полета с изменением угла атаки и нормальной перегрузкой

$$\Delta V = -\frac{c_4}{e_2} \Delta \alpha + \frac{1}{c_6 e_2} g \Delta n_y. \quad (16)$$

Соответственно из (16) находим выражение для сигнала на МИ

$$u_{\text{МИ}} = -\frac{e_2}{c_4} \Delta V = \Delta \alpha - \frac{1}{c_6 c_4} g \Delta n_y. \quad (17)$$

Сигнал (17) в установившемся режиме ($\Delta n_y = 0$) обеспечивает динамические характеристика контура управления по углу атаки с помощью РУД аналогичными управлением по отклонению скорости полета.

До сих пор рассматривался полет в спокойной атмосфере. В условиях действия ветровых возмущений появляется быстрая составляющая изменения угла атаки и нормальной перегрузки в сигнале на МИ (17), вызванная действием турбулентности, которая зашумляет (забивает) полезную информацию. Как уже отмечалось выше, введение фильтра для подавления высокочастотной составляющей изменения сигнала приводит к запаздыванию самого сигнала. Решение проблемы искалось на пути комплексирования сигналов отклонения скорости полета и отклонения угла атаки без запаздывания в тракте управления. Для этого сигнал скорости (16) пропускается через фильтр с ПФ

$$W_1(s) = \frac{1}{T s + 1}, \quad (18)$$

подавляющий высокочастотную его часть (16).

Дополнительно вводится сигнал отклонения скорости полета, пропущенный через фильтр с ПФ

$$W_2(s) = \frac{T s}{T s + 1}. \quad (19)$$

Таким образом, сигнал изменения скорости полета примет вид

$$\Delta V' = \frac{1}{T s + 1} \Delta V + \frac{T s}{T s + 1} \Delta V. \quad (20)$$

Тогда, после окончания переходного процесса на фильтрах с ПФ (18) и (19) получим

$$\Delta V' = \frac{T s + 1}{T s + 1} \Delta V = \Delta V.$$

Подставляя (16) в (20), будем иметь

$$\Delta V' = \frac{1}{T s + 1} \left(-\frac{c_4}{e_2} \Delta \alpha + \frac{1}{c_6 e_2} g \Delta n_y \right) + \frac{T s}{T s + 1} \Delta V. \quad (21)$$

Так как на МИ должен отображаться сигнал, зависящий от отклонения угла атаки от допустимого значения, то из (21) находится выражение для $u_{\text{МИ}}$

$$u_{\text{МИ}} = \frac{1}{T s + 1} \left((\alpha - \alpha_{\text{пос}}) - \frac{1}{c_6 c_4} g \Delta n_y \right) - \frac{T s}{T s + 1} \frac{e_2}{c_4} (V - V_{\text{пос}}) \quad (22)$$

Таким образом, в низкочастотной области (22) превалирует сигнал по отклонению угла атаки, а в более высокочастотной области доминирует сигнал отклонения скорости. В установившемся режиме управление производится только по сигналу отклонения угла атаки. Поскольку сигнал отклонения скорости в (22) пропускается через изодромный фильтр с ПФ (19), то в нем достаточно использовать приближенное значение посадочной скорости (13). На рисунке 2 представлена структурная схема формирования сигнала $u_{\text{МИ}}$ (22).

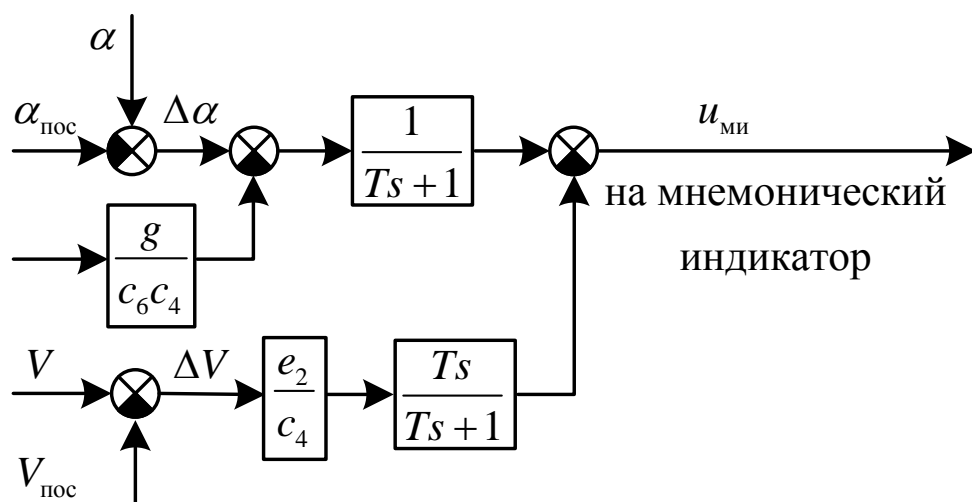


Рисунок 2. Структурная схема формирования сигнала на входе МИ.

Значение постоянной времени T в (22) выбирается исходя из допустимого времени переходного процесса фильтров с ПФ (18), (19), интенсивности и спектра для вертикальных и горизонтальных составляющих ветровых возмущений, характеристик мнемонического индикатора и самолета с СДУ.

Результаты моделирования

Для исследования характеристик контура управления углом атаки α в режиме ручного управления тягой было проведено имитационное моделирование. Математическая модель летчика совместно с РУД представлялась интегрирующим звеном, а в качестве возмущения рассматривалась турбулентность атмосферы, которая представлялась моделью Драйдена для вертикальных и горизонтальных составляющих турбулентности атмосферы [9]. Характеристика мнемонического индикатора принималась в следующем виде

$$x = \begin{cases} 0, & |u_{\text{МИ}}| \leq 0.5 \\ \text{sgn}(u_{\text{МИ}}) & |u_{\text{МИ}}| > 0.5 \end{cases} \quad (23)$$

Имитационное моделирование проводилось с предфильтром на входе МИ с постоянной времени 0,05 сек для различных значений T (22). Загрузка летчика оценивалась по величине СКО перемещения РУД $\sigma_{\text{ХРУД}}$. Результаты моделирования приведены в таблице.

Таблица

Соотношения СКО перемещения РУД с сигналом по отклонению угла атаки от посадочного значения и сигналом (22)

T , сек	Соотношение $\sigma_{\text{ХРУД}\Delta\alpha} / \sigma_{\text{ХРУД}} (22)$
0,05	1,1
0,15	1,8
0,3	1,38
0,6	1,1
1,2	1,05

Анализ этих результатов показал, что наибольшее сокращение загрузки летчика в канале РУД отмечено при использовании сигнала на МИ (22) для значения T равном 0,15 сек. При одинаковой загрузке летчика использование сигнала (22)

позволяет сократить зону допустимых отклонений угла атаки на МИ (23), а, следовательно, повысить точности выдерживания угла атаки.

Заключение

Предложен способ формирования сигнала на входе мнемонического индикатора для режима ручного управления тягой корабельного самолета при заходе на посадку, позволяющий упростить летчику задачу удержания самолета в допустимой зоне изменения угла атаки, повысить точность ее выдерживания в условиях действия ветровых возмущений.

Библиографический список

1. Naval Air Systems Command, General Requirements for All Weather Carrier Landing System Airborne Subsystem, AR-40A, 22 May 1975.
2. Review of the carrier approach criteria for carrier-based aircraft – Phase I. Department of the navy naval air warfare center aircraft division patuxent river, Maryland, 2002, 220 p.
3. Naval Aviation Systems Team, Precision Approach and Landing System (PALS) Verification/Certification Project Test Plan, Test Plan Number 2644, 03 July 2001.
4. Naval Air Warfare Center Aircraft Division, Carrier Suitability Testing Manual, SA FTM-01, 30 September 1994.

5. Hynes, S. and Pandelaras, C., PA Roll Performance Criteria Investigation, Presentation at the Flight Dynamics Working Group, NASA Langley, Feb 28 1996.
6. Aircraft Carrier Reference Manual, NAEC-MISC-06900, with Rev. D, of 1 Nov 1997.
7. Кулифеев Ю.Б., Афанасьев Ю.Н. Алгоритм автоматической посадки самолета // Труды МАИ, 2012, №62: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35503>
8. Рудис В.И. Полуавтоматическое управление самолетом. – М.: Машиностроение, 1978. – 153 с.
9. Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Чикулаев М.С. Системы автоматического управления самолетом. – М.: Машиностроение, 1987. – 240 с.
10. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1969. – 501 с.