УДК 629.7.05.07

П.В. Мулин, А.В. Березуев, П.С. Кудрявцев

Способ автоматического управления тягой корабельного самолета при заходе на посадку

Рассматривается способ автоматического управления тягой корабельного самолета при заходе на посадку, позволяющий устранить ошибку стабилизации заданного посадочного значения угла атаки в установившемся режиме и обеспечить качество переходных процессов, близких к автоматам скорости, в условиях действия ветровых возмущений.

Ключевые слова: автоматическое управление тягой, угол атаки, корабельный самолет.

doi: 10.21293/1818-0442-2016-19-3-103-106

Традиционно автоматы тяги (АТ) при заходе на посадку стабилизируют заданную приборную скорость полета самолета, так как в их законах управления в качестве основной информации используется сигнал ошибки выдерживания заданной скорости и поэтому их иногда называют автоматами скорости. При этом высокие требования к точности автоматического управления тягой на режиме захода на посадку обуславливают применение астатических автоматов скорости. Особенности палубной посадки накладывают дополнительные требования на точность выдерживания заданного посадочного значения угла атаки в установившемся режиме [1]. Вместе с тем для расчета посадочной скорости по заданному посадочному углу атаки необходимо знать полетную массу самолета, плотность воздуха, коэффициент подъемной силы и т.д. [2]. Однако эти данные не всегда точны. Поэтому логично формирование закона автоматического управления тягой двигателя по отклонению угла атаки от его посадочного значения. По аналогии с автоматом скорости такой АТ можно назвать автоматом угла атаки.

В настоящей работе исследовался способ автоматического управления тягой самолета при заходе на посадку, позволяющий устранить ошибку стабилизации заданного посадочного значения угла атаки в установившемся режиме и обеспечить качество процессов близких к автоматам скорости в условиях действия ветровых возмущений.

Постановка задачи

Упрощенные уравнения возмущенного продольного движения самолета относительно программной траектории с двумя каналами управления можно записать в виде [3]

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

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

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

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

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

где $\Delta \delta_B$ – угол отклонения руля высоты от балансирующего значения; ΔP – приращение силы тяги двигателя; Δ – знак приращения; V – скорость по-

лета; α – угол атаки; θ – угол наклона траектории; ϑ – угол тангажа; e_i , r_i и c_i – динамические коэффициенты [3, 4].

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 используют уравнения возмущенного длиннопериодического движения самолета относительно программной траектории, которые получают из (1)–(5), полагая мгновенную балансировку самолета по моменту тангажа [4]

$$0 = -e_3 \Delta V - c_2 \Delta \alpha - c_3 \Delta \delta_B - r_3 \Delta P,$$

$$\Delta \dot{V} = -e_1 \Delta V - (c_8 - c_7) \Delta \alpha - c_7 \Delta \vartheta + r_1 \Delta P; \quad (6)$$

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

АТ используется совместно с системой автоматической стабилизации траектории движения самолета, либо при совмещенном управлении: ручное управление продольным и боковым движением самолета и автоматическое управление тягой. Как в ручном режиме управления траектории, так и в автоматическом режиме изменения угла тангажа можно считать малыми ($\Delta \vartheta \approx 0$). В этом случае уравнения (6)–(7) принимают вид

$$\Delta \dot{V} = -e_1 \Delta V - (c_8 - c_7) \Delta \alpha + r_1 \Delta P; \quad (8)$$

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

Из уравнений (8)–(9) получим передаточную функцию (ПФ) самолета по углу атаки и скорости на изменение тяги

$$\frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta P(s)} = \frac{-r_2(s+e_1)-\eta e_2}{s^2+(c_4+e_1)s+e_1c_4-e_2(c_8-c_7)}; \quad (10)$$

$$\frac{\Delta V(s)}{\Delta P(s)} = \frac{r_2(c_8-c_7)+\eta(s+c_4)}{s^2+(c_4+e_1)s+e_1c_4-e_2(c_8-c_7)}, \quad (11)$$

где s – комплексный параметр.

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 рычагов управления двигателями) опережает изменение угла атаки. В результате система с обратной связью по отклонению угла атаки имеет меньшие запасы устойчивости.

Возникает задача скорректировать динамические характеристики контура управления тягой по углу атаки, сделать их аналогичными управлению по отклонению скорости полета.

Формирование закона управления автомата угла атаки

В автомате угла атаки в качестве основной информации в законе управления должен использоваться сигнал ошибки выдерживания угла атаки от его посадочного значения. Однако с точки зрения обеспечения наилучших показателей качества переходных процессов в контуре управления тягой предпочтительней является закон управления по отклонению скорости (12). Из уравнения (7) найдем связь между отклонениями скорости и угла атаки от балансировочных значений

$$\Delta V = -\frac{c_4}{e_2}\Delta\alpha - \frac{c_9}{e_2}\Delta\delta_v - \frac{r_2}{e_2}\Delta P + \frac{1}{e_2}(\Delta\dot{\delta} - \Delta\dot{\alpha}) \quad (13)$$

или с учетом соотношения для нормальной составляющей перегрузки n_y [2]

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

выражение (13) примет вид

$$\Delta V = -\frac{c_4}{e_2}\Delta\alpha - \frac{c_9}{e_2}\Delta\delta_v - \frac{r_2}{e_2}\Delta P + \frac{1}{c_6e_2}g\Delta n_y. \quad (14)$$

Пренебрегая подъемной силой руля высоты (при малых значениях c_9) и составляющей $\frac{r_2}{e_2}\Delta P$ в (14), получим оценку изменения скорости полета

$$\Delta\hat{V} = -\frac{c_4}{e_2}\Delta\alpha + \frac{1}{c_6e_2}g\Delta n_y. \quad (15)$$

Тогда закон управления автомата угла атаки можно получить с использованием штатного вычислителя

автомата скорости, используя в нем вместо сигнала отклонения скорости сигнал ее оценки (15). Данное решение позволяет, с одной стороны, обеспечить динамические характеристики контура управления тягой по углу атаки аналогичными контуру управления по скорости, а с другой стороны, при интегральном законе в вычислителе автомата скорости обеспечить в установившемся режиме на глиссаде планирования ($\Delta n_y = 0$) равенство угла атаки его посадочному значению.

До сих пор мы рассматривали длиннопериодическое движение и полет в спокойной атмосфере. В короткопериодическом движении и в условиях действия ветровых возмущений появляется быстрая составляющая изменения угла атаки и нормальной перегрузки в сигнале оценки (15). Она зашумляет полезную (длиннопериодическую) составляющую, так как канал управления тягой сильно инерционный и полоса пропускания контура управления тягой существенно уже спектра частот этих составляющих сигналов. Вместе с тем введение низкочастотного 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 оценки скорости (15) пропускается через фильтр с ПФ

$$\frac{1}{Ts+1}, \quad (16)$$

который фильтрует высокочастотную часть сигнала (10), и дополнительно вводится сигнал отклонения скорости полета, пропущенный через фильтр с ПФ:

$$\frac{Ts}{Ts+1}. \quad (17)$$

Таким образом, оценка изменения скорости полета примет вид

$$\Delta\hat{V}' = \frac{1}{Ts+1}\Delta\hat{V} + \frac{Ts}{Ts+1}\Delta V. \quad (18)$$

При выполнении условия $\Delta\hat{V}' = \Delta V$ после окончания переходного процесса на фильтрах (16) и (17) имеем

$$\frac{Ts+1}{Ts+1}\Delta V = \Delta V.$$

Подставляя (15) в (18), получим

$$\Delta\hat{V}' = \frac{1}{Ts+1}\left(-\frac{c_4}{e_2}\Delta\alpha + \frac{1}{c_6e_2}g\Delta n_y\right) + \frac{Ts}{Ts+1}\Delta V. \quad (19)$$

Таким образом, в установившемся режиме управление производится по сигналу отклонения угла атаки, а в переходном режиме – по сигналу отклонения скорости. Поскольку сигнал отклонения скорости в (18) пропускается через изодромный фильтр с ПФ (17), то в нем достаточно использовать приближенное значение посадочной скорости. На рис. 1 представлена структурная схема формирования сигнала (19).

Рис. 1. Структурная схема формирования сигнала оценки отклонения скорости полета: $\alpha_{\text{пос}}$ – заданное посадочное значение угла атаки; $V_{\text{пос}}$ – приближенное значение посадочной скорости, соответствующее $\alpha_{\text{пос}}$

Значение постоянной времени T в (19) выбирается исходя из допустимого времени переходного процесса на фильтрах с ПФ (16), (17), интенсивности ветровых возмущений, характеристик самолета с системой дистанционного управления (в ручном режиме) или системы стабилизации самолета на глиссаде.

Результаты моделирования

Для исследования характеристик АТ в режиме стабилизации была использована имитационная модель автоматического управления тягой самолета с системой дистанционного управления (СДУ). При моделировании учитывалась подъемная сила руля высоты ($c_9 \neq 0$). Закон управления вычислителя автомата скорости брался в виде [5]

$$\sigma(s) = [K_{V_i} \Delta \hat{V} - K_V (1 - K_0) \dot{V}] \frac{1}{s} - K_V K_0 \frac{1}{T_\Phi s + 1} \Delta \hat{V} - \frac{K_{\dot{V}} T_\Phi s + K_{\dot{V}} + T_\Phi K_V K_0}{T_\Phi s + 1} \dot{V};$$

$\dot{V} = g(n_x + (1 - n_y)\alpha - \vartheta)$, где σ – сигнал на входе исполнительного механизма АТ; n_x – продольная составляющая перегрузки; K_{V_i} , K_V и K_0 – передаточные числа; T_Φ – постоянная времени фильтра.

При моделировании динамики автомата скорости предполагалось знание точного значения посадочной скорости $V_{\text{пос}}$, соответствующего заданному $\alpha_{\text{пос}}$. По результатам имитационного моделирования значение T принималось равным 0,5 с. На рис. 2 приведены характерные графики переходных процессов на встречный порыв ветра $W_x = 1$ м/с для обоих автоматов тяги: по скорости и углу атаки.

По результатам моделирования отмечено: свойства автоматов скорости и угла атаки на горизонтальный порыв ветра отличаются незначительно. Отличие во временных характеристиках переходных процессов на вертикальный порыв ветра не превышает 10%. Ухудшение реакции у автомата атаки вызвано использованием для оценки изменения скорости полета (19) упрощенного выражения (15) вместо

(14). Вертикальный порыв ветра мгновенно изменяет угол атаки и нормальную перегрузку самолета. СДУ (система стабилизации перегрузки) отклоняет руль высоты, чтобы сохранить в короткопериодическом движении угол атаки (нормальную перегрузку), возникает подъемная сила на руле высоты, которая не учитывается в выражении (15). Как следствие, реакция по тяге в первый момент запаздывает (см. рис. 3), что и приводит к несколько большему выбросу по изменению скорости.

Рис. 2. Графики переходных процессов на встречный порыв ветра: --- автомат скорости; — автомат угла атаки

На рис. 3 приведены графики переходных функций при действии вертикального порыва ветра $W_y = 1$ м/с.

Рис. 3. Графики переходных процессов при действии вертикального порыва ветра: --- автомат скорости; — автомат угла атаки

Коррекцией значений постоянной времени T в (19) и передаточных чисел в вычислителе АТ можно добиться еще лучшего совпадения характеристик обоих типов АТ.

Заключение

Предложен способ автоматического управления тягой самолета при заходе на посадку, позволяющий устранить ошибку стабилизации заданного посадочного значения угла атаки в установившемся режиме

и обеспечить качество переходных процессов близких к автомату скорости. Предлагаемый подход позволяет использовать штатные вычислители автоматов скорости.

Литература

1. 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.
2. Остославский И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов / И.В. Остославский, И.В. Стражева. – М.: Машиностроение, 1969. – 501 с.
3. Способ совместного управления вектором тяги и рулем высоты для повышения точности автоматического управления траекторным движением самолета при посадке / П.В. Мулин, А.В. Березуев, Д.М. Кушнир // Доклады ТУСУРа. – 2016. – Т. 19, № 2. – С. 61–66.
4. Михалев И.А. Системы автоматического управления самолетом / И.А. Михалев, Б.Н. Окоемов, М.С. Чикулаев. – М.: Машиностроение, 1987. – 240 с.
5. Мулин П.В. Системы автоматического управления продольным движением центра масс самолета: учеб. Пособие / П.В. Мулин, А.В. Березуев. – М.: Изд-во МАИ, 2015. – 124 с.

Мулин Павел Викторович

Канд. техн. наук, доцент каф. систем автоматического и интеллектуального управления (301)
Московского авиационного института
(национального исследовательского университета)
Тел.: +7 (499) 158-41-82
Эл. почта: pvmpro@mail.ru

Березуев Александр Владимирович

Канд. техн. наук, доцент каф. 301
Тел.: +7 (499) 158-41-82
Эл. почта: ber-av@mail.ru

Кудрявцев Павел Сергеевич

Канд. техн. наук, доцент каф. 301
Тел.: +7 (499) 158-41-82
Эл. почта: pms121@mail.ru

Mulin P.V., Berezuev A.V., Kudrayvtsev P.S.

Method for automatic control of thrust of the ship aircraft when approaching the landing

In this paper is considered a method of thrust automated control of a ship aircraft when approach the landing, that allows to eliminate a steady-state error of an angle of attack and to provide performance of response close to speed autothrottle in the conditions of wind influences.

Keywords: automatic thrust control, angle of attack, ship aircraft.