

УДК 629.735.33.015.017.28.3.025.035

В.П. ПУСТОВОЙТОВ

Государственное предприятие „АНТОНОВ“, Украина

МЕХАНИКА ОБОБЩЕННОЙ БЕЗБУСТЕРНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТУРБОВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ И УСИЛИЯ НА РЫЧАГАХ УПРАВЛЕНИЯ В ОБЫЧНОЙ СХЕМЕ, СХЕМЕ ПРУЖИННОГО СЕРВОКОМПЕНСАТОРА И СЕРВОРУЛЕВОЙ СХЕМЕ

Получены уравнения кинематики и статики обобщенной схемы безбустерной системы управления турбовинтовых самолетов. Выведены формулы для балансировочных усилий на рычагах управления в обычной схеме, схеме пружинного сервокомпенсатора и серворулевой схеме. На основе полученных формул проанализированы преимущества и недостатки различных схем безбустерной системы штурвального управления. В результате анализа сделан вывод о том, что наиболее предпочтительной схемой безбустерной системы управления турбовинтовым самолетом является обычная схема. С ростом размеров самолета безбустерную систему можно сохранить в каналах управления рулем направления и элеронами, применив схему пружинного сервокомпенсатора. Серворулевая схема выдвигает повышенные требования к характеристикам шарнирных моментов органов управления, поэтому ее применение ограничено.

Ключевые слова: безбустерная система штурвального управления, обобщенная схема, обычная схема, схема пружинного сервокомпенсатора, серворулевая схема, шарнирный момент руля, усилия на рычагах управления.

Введение

Проблема создания новых турбовинтовых самолетов продолжает оставаться актуальной и в настоящее время. На ранних этапах проектирования турбовинтового самолета требуется принимать основные схемные решения, в том числе выбирать тип системы штурвального управления. При этом выбор начинают, как правило, с рассмотрения безбустерной системы управления. Система управления играет важную роль в формировании характеристик устойчивости и управляемости самолета. Среди требований к характеристикам устойчивости и управляемости гражданских самолетов доминируют требования к характеристикам управляемости самолета по усилиям [1, 2]. Обычно предварительный выбор схемы безбустерной системы штурвального управления (СШУ) осуществляется уже на раннем этапе проектирования и он производится, в основном, путем сравнения преимуществ и недостатков различных схем безбустерной СШУ. Эти преимущества и недостатки известны и отражают принципиальные особенности обычной схемы, схемы пружинного сервокомпенсатора и серворулевой схемы [3 – 5]. Качество решения, принимаемого на ранней стадии проектирования, можно существенно повысить, если преимущества и недостатки каждой из частных схем

безбустерной СШУ и рекомендации по их применению устанавливать путем сравнительного анализа формул, описывающих усилия на рычагах управления самолета.

С помощью известных формул [6 – 8], полученных разными авторами, каждый из которых рассматривал одну частную схему безбустерной системы штурвального управления, такой сравнительный анализ выполнить затруднительно.

Постановка задачи

1. На основе рассмотрения схемы, содержащей в виде частных случаев три известные схемы безбустерной системы штурвального управления, получить уравнения кинематики и статики обобщенной схемы безбустерной системы управления турбовинтовых самолетов.

2. Из полученных уравнений вывести формулы для расчета усилий на рычагах управления в обычной схеме, схеме пружинного сервокомпенсатора и серворулевой схеме.

3. На основе сравнительного анализа полученных формул показать преимущества и недостатки различных схем безбустерной СШУ и сделать выводы о применении этих схем на турбовинтовых самолетах.

1. Обобщенная схема безбустерной системы управления

В практике самолетостроения нашли применение следующие схемы безбустерной системы управления: а) обычная схема; б) схема пружинного сервокомпенсатора; в) серворулевая схема. Первая схема имеет одну, а вторая и третья – две степени свободы. Введем в рассмотрение обобщенную схему безбустерной системы управления (рис. 1).

В том случае, когда жесткость пружины 2 равна бесконечности, а жесткость пружины 1 равна нулю, обобщенная схема превращается в обычную схему безбустерной системы управления. Когда жесткость пружины 1 равна нулю, а жесткость пружины 2 конечна, обобщенная схема сводится к схеме пружинного сервокомпенсатора. Когда равна нулю жесткость пружины 2, а конечна жесткость пружины 1, обобщенная схема представляет собой серворулевую схему.

2. Кинематика

Рассмотрим кинематику обобщенной схемы безбустерной системы управления. Обозначим через X перемещение рычага управления в точке приложения к нему усилий летчика, через δ - угол отклонения руля (органа управления), через τ_c - угол отклонения сервоповерхности. Определим основные кинематические соотношения между перемещениями X , δ и τ_c .

Как следует из схемы, перемещение рычага управления X является функцией переменных δ и τ_c . Его можно представить в виде суммы двух слагаемых: перемещения, вызванного поворотом сервоповерхности на угол τ_c при фиксированном угле

отклонения руля, и перемещения, вызванного поворотом руля на угол δ при фиксированном угле отклонения сервоповерхности:

$$X = X(\tau_c) + X(\delta). \quad (2.1)$$

Изменяя соотношение этих двух слагаемых, можно добиться того, что суммарное перемещение рычага управления будет зависеть в большей мере либо от поворота органа управления, либо от поворота сервоповерхности. Для этого необходимо изменить величину соотношения длин качалок OA и $O'A'$. Так, если длина качалки OA будет равна нулю, то перемещение рычага управления будет зависеть только от переменной τ_c . От расположения тяги AA' относительно точки O зависит знак слагаемого $X(\delta)$. Если тяга AA' проходит выше точки O , то перемещения $X(\delta)$ и $X(\tau_c)$ вычитаются. Мы будем рассматривать только такое положение тяги AA' , когда она проходит ниже точки O . В этом случае знак перемещений $X(\delta)$ и $X(\tau_c)$ одинаков, а знак отношения угла τ_c к углу δ при зафиксированном рычаге управления – положителен. Это улучшает так называемую „центрируемость“ руля при зафиксированном рычаге управления в схеме пружинного сервокомпенсатора и в серворулевой схеме.

Зависимость переменной X от переменных δ и τ_c может быть нелинейной. В этом случае большие перемещения рычага управления приходится определять по графикам $X = f(\tau_c)$ при различных фиксированных значениях переменной δ или по графикам $X = f(\delta)$ при различных фиксированных значениях переменной τ_c . Малые изменения переменных X , δ и τ_c в окрестности некоторого равновесного

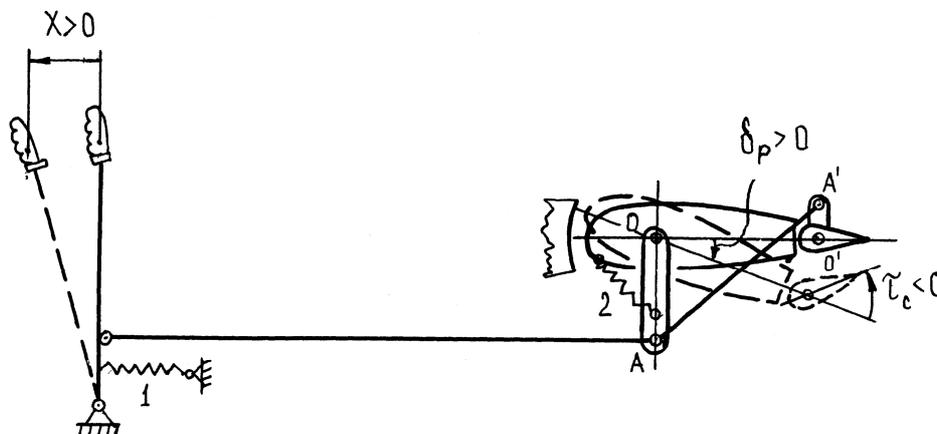


Рис. 1. Обобщенная схема безбустерной системы управления:

1 – пружина автомата загрузки;

2 – пружина пружинного сервокомпенсатора

состояния системы можно рассчитать по формуле

$$\Delta X = X^\delta \Delta \delta + X^{\tau_c} \Delta \tau_c, \quad (2.2)$$

где X^δ и X^{τ_c} - частные производные перемещения рычага управления X соответственно по отклонению руля δ и отклонению сервоповерхности τ_c ($X^\delta > 0$; $X^{\tau_c} < 0$).

Обозначим:

$$X^\delta = \frac{1}{K_{ш}}; \quad (2.3)$$

$$X^{\tau_c} = \frac{1}{K_{ш_c}}. \quad (2.4)$$

Тогда

$$\Delta X = \frac{1}{K_{ш_c}} \Delta \tau_c + \frac{1}{K_{ш}} \Delta \delta. \quad (2.5)$$

Из этого уравнения можно определить отношение малых приращений $\Delta \tau_c$ и $\Delta \delta$ при зафиксированном положении рычага управления. Положив $\Delta X = 0$, из (2.5) получим

$$\left(\frac{\Delta \tau_c}{\Delta \delta} \right)_{X_{\text{фикс}}} = - \frac{K_{ш_c}}{K_{ш}}. \quad (2.6)$$

Обозначим

$$\left(\frac{\Delta \tau_c}{\Delta \delta} \right)_{X_{\text{фикс}}} = K_{с-кф}. \quad (2.7)$$

Тогда уравнение (2.5) примет вид

$$\Delta X = \frac{1}{K_{ш_c}} (\Delta \tau_c - K_{с-кф} \Delta \delta). \quad (2.8)$$

В том случае, когда кинематика линейна, конечные перемещения рычага управления можно выразить через конечные углы отклонения руля и сервоповерхности:

$$X = \frac{1}{K_{ш_c}} (\tau_c - K_{с-кф} \delta). \quad (2.9)$$

В случае обычной схемы $\tau_c = 0$, поэтому из (2.9) имеем

$$X = \frac{1}{K_{ш}} \delta. \quad (2.10)$$

3. Статика

Рассмотрим равновесие обобщенной схемы безбустерной системы управления. Так как обобщенная схема безбустерной системы управления имеет две степени свободы, ее положение полностью определяется двумя независимыми обобщенными координатами. В качестве таких координат примем

координаты, характеризующие вход и выход системы, а именно X и δ . Связи будем полагать идеальными и стационарными. Как известно, необходимым и достаточным условием равновесия несвободной системы с идеальными стационарными связями является равенство нулю всех обобщенных сил, соответствующих независимым обобщенным координатам.

Обобщенную силу, соответствующую обобщенной координате δ , найдем из уравнения работ всех сил, действующих на систему, на бесконечно малых перемещениях, вызванных бесконечно малым изменением координаты δ :

$$Q_\delta \Delta \delta = (M_{ш} + M_{ш_{пр}} + M_{ш_{тр}} + M_{ш_{демп}}) \Delta \delta + C_{ш} \Delta \tau_c. \quad (3.1)$$

Здесь Q_δ - обобщенная сила, соответствующая обобщенной координате δ ; $\Delta \delta$ - бесконечно малое перемещение обобщенной координаты δ ; $M_{ш}$ - аэродинамический шарнирный момент руля; $M_{ш_{пр}}$ - шарнирный момент, обусловленный обжатием пружины 2; $M_{ш_{тр}}$ - шарнирный момент, обусловленный сухим трением в шарнирах руля; $M_{ш_{демп}}$ - демпфирующий аэродинамический шарнирный момент руля; $C_{ш}$ - собственный аэродинамический шарнирный момент сервоповерхности; $\Delta \tau_c$ - бесконечно малое отклонение сервоповерхности, вызванное бесконечно малым отклонением руля при зафиксированном рычаге управления.

Из уравнения (3.1) следует, что

$$Q_\delta = M_{ш} + M_{ш_{пр}} + M_{ш_{тр}} + M_{ш_{демп}} + C_{ш} \cdot K_{с-кф}. \quad (3.2)$$

Здесь:

$$M_{ш} = m_{ш}(\alpha^*, \delta, \tau_c) S_p b_p q k_s; \quad (3.3)$$

$$C_{ш} = c_{ш}(\alpha^*, \delta, \tau_c) S_c b_c q k_s, \quad (3.4)$$

где α^* - угол атаки горизонтального оперения $\alpha_{го_s}$ в случае рассмотрения управления рулем высоты, угол скольжения вертикального оперения $\beta_{во_s}$ в случае рассмотрения управления рулем направления, осредненный угол атаки крыла в области элеронов $\alpha_{кр_s}$ в случае рассмотрения управления элеронами; S_p и S_c - соответственно площади руля и сервоповерхности руля; b_p и b_c - соответственно средние хорды руля и сервоповерхности руля;

q - скоростной напор; k_s - коэффициент, учитывающий увеличение скоростного напора в зоне хвостового оперения от влияния струй воздушных винтов.

Формула для расчета демпфирующего шарнирного момента руля имеет вид

$$M_{\text{ш, демп}} = m_{\text{ш}} \bar{\delta} \bar{\delta} S_p b_p q k_s, \quad (3.5)$$

где

$$\bar{\delta} = \dot{\delta} \frac{b_p}{V}. \quad (3.6)$$

Шарнирный момент $M_{\text{ш, тр}}$ является нелинейной функцией скорости отклонения руля:

$$M_{\text{ш, тр}} = M_{\text{ш, тр}}(\dot{\delta}). \quad (3.7)$$

Шарнирный момент $M_{\text{ш, пр}}$ в общем случае (при наличии начальной затяжки пружины) является нелинейной функцией угла отклонения сервоповерхности:

$$M_{\text{ш, пр}} = M_{\text{ш, пр}}(\tau_c). \quad (3.8)$$

С учетом изложенного уравнение (3.2) может быть записано следующим образом:

$$Q_{\delta} = \left[m_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) + \frac{M_{\text{ш, пр}}(\tau_c)}{S_p b_p q k_s} + m_{\text{ш}} \bar{\delta} \frac{b_p}{V} + \frac{M_{\text{ш, тр}}(\dot{\delta})}{S_p b_p q k_s} + C_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) \frac{S_c b_c}{S_p b_p} \right] S_p b_p q k_s. \quad (3.9)$$

Пятым слагаемым, стоящим в квадратных скобках уравнения (3.9), можно пренебречь вследствие малости величины $\frac{S_c b_c}{S_p b_p}$. Тогда, приравняв активные составляющие обобщенной силы Q_{δ} нулю, получим следующее уравнение равновесия руля:

$$m_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) + \frac{M_{\text{ш, пр}}(\tau_c)}{S_p b_p q k_s} = 0. \quad (3.10)$$

Обобщенную силу, соответствующую обобщенной координате X , найдем из уравнения работ всех сил, действующих на бесконечно малых перемещениях, вызванных бесконечно малым изменением координаты X :

$$Q_X \Delta X = \left[P - P_{a.3}(X) - P_{\text{пр}}(\tau_c) - P_{\text{тр}}(\dot{X}) \right] \Delta X + C_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) S_c b_c q k_s \Delta \tau_c. \quad (3.11)$$

Здесь Q_X - обобщенная сила, соответствующая обобщенной координате X ; ΔX - бесконечно малое изменение координаты X ; P - приложенное к рычагу управления усилие летчика; $P_{a.3}(X)$ - приведенное к рычагу управления усилие обжатия пружины 1 автомата загрузки (в общем случае являющееся нелинейной функцией переменной X); $P_{\text{пр}}(\tau_c)$ - приведенное к рычагу управления усилие обжатия пружины 2 (в общем случае являющееся нелинейной функцией переменной τ_c); $P_{\text{тр}}(\dot{X})$ - приведенное к рычагу управления усилие сухого трения в проводке управления; $\Delta \tau_c$ - бесконечно малое отклонение сервоповерхности, вызванное бесконечно малым перемещением рычага управления при зафиксированном руле.

Из уравнения (3.11) следует:

$$Q_X = P - P_{a.3}(X) - P_{\text{пр}}(\tau_c) - P_{\text{тр}}(\dot{X}) + C_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) S_c b_c q k_s K_{\text{ш, c}}. \quad (3.12)$$

Приравняв активные составляющие обобщенной силы Q_X нулю, получим следующее уравнение равновесия проводки управления от рычага управления к сервоповерхности:

$$P_{a.3}(X) + P_{\text{пр}}(\tau_c) - C_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) S_c b_c q k_s K_{\text{ш, c}} = P. \quad (3.13)$$

Таким образом, равновесие обобщенной схемы безбустерной системы управления описывается следующей системой уравнений:

$$m_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) + \frac{M_{\text{ш, пр}}(\tau_c)}{S_p b_p q k_s} = 0; \quad (3.14)$$

$$P_{a.3}(X) + P_{\text{пр}}(\tau_c) - C_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) S_c b_c q k_s K_{\text{ш, c}} = P. \quad (3.15)$$

4. Усилия на рычагах управления

Схема пружинного сервокомпенсатора является связующей между обычной и серворулевой схемами безбустерной системы управления. В предположении, что собственным шарнирным моментом сервоповерхности можно пренебречь, уравнения равновесия безбустерной системы управления (3.14) и (3.15)

в схеме пружинного сервокомпенсатора записываются следующим образом:

$$m_{ш}(\alpha^*, \delta, \tau_c) + \frac{M_{шпр}(\tau_c)}{S_p b_p q k_s} = 0; \quad (4.1)$$

$$P_{пр}(\tau_c) = P. \quad (4.2)$$

Многочисленный экспериментальный материал свидетельствует о том, что зависимость $m_{ш} = f(\tau_c)$, характеризующая эффективность сервоповерхности, линейна в обычно используемом на практике диапазоне углов отклонения сервоповерхности ($\tau_{c_{max}} = \pm 20 \dots 22^\circ$) при безотрывном обтекании несущей поверхности и руля. Пусть зависимость $M_{шпр} = f(\tau_c)$ также линейна (начальная затяжка пружины отсутствует). Тогда уравнения (4.1) и (4.2) запишутся следующим образом:

$$m_{ш}(\alpha^*, \delta) + m_{ш}^{\tau_c} \tau_c + \frac{M_{шпр}^{\tau_c} \tau_c}{S_p b_p q k_s} = 0; \quad (4.3)$$

$$P_{пр}^{\tau_c} \tau_c = P. \quad (4.4)$$

Здесь $M_{шпр}^{\tau_c} < 0$ и $P_{пр}^{\tau_c} < 0$.

Находя из уравнения (4.3) выражение для τ_c и подставляя его в уравнение (4.4), после преобразований получим следующую формулу для расчета усилий на рычаге управления в схеме пружинного сервокомпенсатора:

$$P = -\frac{m_{ш}(\alpha^*, \delta)}{1 + K_{прс-к} q k_s} S_p b_p K_{ш} q k_s, \quad (4.5)$$

где $K_{прс-к}$ - постоянный коэффициент, описываемый формулой

$$K_{прс-к} = \frac{m_{ш}^{\tau_c} S_p b_p K_{ш}}{P_{пр}^{\tau_c}}. \quad (4.6)$$

Рассмотрим обычную схему безбустерной системы управления. Она может быть получена из схемы пружинного сервокомпенсатора, если жесткость пружины $P_{пр}^{\tau_c}$ принять бесконечно большой. Тогда из (4.5) с учетом (4.6) имеем

$$P = -m_{ш}(\alpha^*, \delta) S_p b_p K_{ш} q k_s. \quad (4.7)$$

При малых отклонениях системы управления от равновесного состояния изменение усилий на рычагах управления выражается формулой

$$\Delta P = -(m_{ш}^{\alpha^*} \Delta \alpha^* + m_{ш}^{\delta} \Delta \delta) S_p b_p K_{ш} q k_s. \quad (4.8)$$

Из формул (4.7) и (4.8) следует, что в обычной схеме безбустерной СШУ усилие на рычагах управления прямо пропорционально скоростному напору и это является одним из главных преимуществ этой схемы. Рост усилий на рычаге управления с ростом скоростного напора затрудняет отклонение органа управления летчиком на больших скоростях полета на углы, недопустимые по условиям прочности. В обычной схеме безбустерной СШУ изменения шарнирного момента руля, вызванные изменениями угла атаки или угла скольжения, прямо передаются на рычаг управления. Обычно интенсивные изменения шарнирного момента руля происходят в результате выхода самолета на большие углы атаки или скольжения. Такие изменения шарнирного момента отрицательно оцениваются летчиками. В обычной схеме безбустерной СШУ информация о выходе самолета на большие углы атаки или скольжения поступает к летчику в виде неблагоприятных изменений усилий на рычаге управления без существенного запаздывания, т.к. усилия передаются непосредственно через жесткую механическую связь между рулем и рычагом управления.

В полете с освобожденным рычагом управления ($P=0$) малые отклонения руля, вызванные малыми изменениями угла атаки или скольжения, согласно (4.8) описываются формулой

$$\Delta \delta = -\frac{m_{ш}^{\alpha^*}}{m_{ш}^{\delta}} \Delta \alpha^*. \quad (4.9)$$

Как известно, при больших положительных значениях отношения производной $m_{ш}^{\alpha^*}$ к производной $m_{ш}^{\delta}$ возможно возникновение аperiodической неустойчивости самолета, а при больших отрицательных значениях этого отношения - колебательной неустойчивости.

С ростом размеров самолета и скорости его полета усилия на рычагах управления в обычной схеме безбустерной СШУ увеличиваются пропорционально произведению $S_p b_p q$ и могут оказаться неприемлемо большими для летчика. Этим объясняется необходимость рассматривать более сложные схемы безбустерной системы управления, имеющие две степени свободы.

Рассмотрим схему пружинного сервокомпенсатора. Как следует из (4.5) и (4.6), при конечном значении жесткости пружины $P_{пр}^{\tau_c} \tau_c$ усилие на рычаге управления в схеме пружинного сервокомпенсатора связано со скоростным напором более сложной зависимостью, чем в обычной схеме. С уменьшением

размеров самолета и скорости полета произведение $K_{\text{прс-к}} q k_s$ в формуле (4.5) становится меньше единицы и усилия на рычаге управления приближаются к усилиям на рычаге управления в обычной схеме. При достаточно больших размерах самолета и больших скоростях полета величина произведения $K_{\text{прс-к}} q k_s$ существенно превышает единицу и формула (4.5) принимает вид

$$P \approx -P_{\text{пр}} \tau_c \frac{m_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta)}{m_{\text{ш}} \tau_c} . \quad (4.10)$$

Таким образом, в схеме пружинного сервокомпенсатора, как и в обычной схеме, усилия на рычаге управления прямо пропорциональны коэффициенту шарнирного момента органа управления $m_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta)$.

Из формулы (4.10) следует, что усилие на рычаге управления в схеме пружинного сервокомпенсатора не зависит от скоростного напора, а зависит лишь от жесткости пружины $P_{\text{пр}} \tau_c$ и угла отклонения сервоповерхности τ_c , определяемого формулой

$$\tau_c = -\frac{m_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta)}{m_{\text{ш}} \tau_c} . \quad (4.11)$$

Указанная особенность препятствует применению схемы пружинного сервокомпенсатора в системе управления рулем высоты турбовинтовых самолетов средних и больших размеров. Схема пружинного сервокомпенсатора нашла применение в системе управления рулем направления таких самолетов и, в гораздо меньшей мере, в системе управления элеронами. Слабая зависимость усилий на рычаге управления от скоростного напора в схеме пружинного сервокомпенсатора позволяет летчику отклонить руль на большой угол практически на любой скорости полета, что порождает проблему больших нагрузок на конструкцию самолета. Это является одним из существенных недостатков схемы пружинного сервокомпенсатора. Указанный недостаток может быть ослаблен или устранен вовсе введением в схему пружинного сервокомпенсатора специальных автоматических устройств, ограничивающих максимальный угол отклонения сервоповерхности по сигналу приборной скорости полета или угла отклонения закрылков.

Как следует из формул (4.5) и (4.7), в схеме пружинного сервокомпенсатора, как и в обычной схеме безбустерной СШУ, изменения шарнирного момента руля, вызванные изменением угла атаки или угла скольжения, прямо передаются на рычаг управления (через пружинную тягу и механическую

проводку управления). В полете с освобожденным рычагом управления углы отклонения руля в схеме пружинного сервокомпенсатора описываются той же формулой, что и в обычной схеме безбустерной СШУ. По этим критериям схема пружинного сервокомпенсатора и обычная схема идентичны.

В случае серворулевой схемы

$$(P_{\text{пр}} \tau_c = 0; P_{a.3}^x \neq 0)$$

уравнения равновесия безбустерной системы управления принимают следующий вид:

$$m_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta) + m_{\text{ш}} \tau_c \tau_c = 0; \quad (4.12)$$

$$P_{a.3}^x [X^\delta \delta + X \tau_c \tau_c] = P . \quad (4.13)$$

Находя из уравнения (4.12) выражение для τ_c и подставляя его в уравнение (4.13), получим следующую формулу для расчета балансирующих усилий на рычаге управления в серворулевой схеме:

$$P = P_{a.3}^x \left[X^\delta \delta - X \tau_c \frac{m_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta)}{m_{\text{ш}} \tau_c} \right] \quad (4.14)$$

или

$$P = P_{a.3}^\delta \cdot \delta - P_{a.3} \tau_c \frac{m_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta)}{m_{\text{ш}} \tau_c} , \quad (4.15)$$

где $P_{a.3}^\delta$ – градиент усилий от автомата загрузки по углу отклонения руля при фиксированном угле отклонения сервоповерхности ($P_{a.3}^\delta > 0$); $P_{a.3} \tau_c$ – градиент усилий от автомата загрузки по углу отклонения сервоповерхности при фиксированном угле отклонения руля ($P_{a.3} \tau_c < 0$).

В случае самолетов средних и больших размеров формула (4.15), описывающая усилие на рычаге управления в серворулевой схеме, отличается от формулы (4.10), описывающей усилие на рычаге управления в схеме пружинного сервокомпенсатора, наличием слагаемого $P_{a.3}^\delta \cdot \delta$. Это слагаемое не зависит от шарнирного момента руля. Обычно на отклонение сервоповерхности расходуется в несколько раз меньший ход рычага управления, чем на отклонение руля. Поэтому усилие на рычаге управления определяется, в основном, первым слагаемым правой части формулы (4.15), а неблагоприятное влияние изменения шарнирного момента руля на больших углах атаки или угла скольжения $\Delta m_{\text{ш}}(\alpha^*)$ определяется вторым слагаемым правой части этой формулы. Таким образом, в серворулевой схеме можно

получить более близкое к прямолинейному изменение усилий по ходу рычага управления в области больших углов атаки или скольжения, чем в схеме пружинного сервокомпенсатора или обычной схеме. При этом усилия на рычаге управления в серворулевой схеме можно сделать зависящими от скоростного напора, осуществив коррекцию жесткости пружины автомата загрузки по приборной скорости полета. Это открывает возможность использования серворулевой схемы безбустерной СШУ в канале управления рулем высоты. Кроме того применение автомата загрузки с коррекцией по скоростному напору затрудняет отклонение рулей летчиком на большие углы на больших скоростях полета. В полете с зафиксированным ($X=0$) или освобожденным ($P=0$) рычагом управления малые отклонения руля от его равновесного положения, вызванные малыми изменениями угла атаки или угла скольжения, в серворулевой схеме описываются формулой

$$\Delta\delta = -\frac{m_{\text{ш}}^{\alpha^*}}{m_{\text{ш}}^{\delta} + K_{\text{с-кф}} m_{\text{ш}}^{\tau_{\text{с}}}} \Delta\alpha^*, \quad (4.16)$$

вытекающей из уравнения (4.13). Из формулы (4.16) следует, что границы аperiodической или колебательной неустойчивости самолета с серворулевой системой управления расширяются вследствие наличия в знаменателе этой формулы слагаемого $K_{\text{с-кф}} m_{\text{ш}}^{\tau_{\text{с}}}$.

Описанные выше качества серворулевой схемы безбустерной СШУ являются положительными. Однако серворулевая схема обладает и существенным недостатком. В этой схеме отсутствует механическая связь рычага управления с рулем. Как показал опыт, на фоне прямых усилий, прилагаемых летчиком к рычагу управления при выполнении нормируемых эволюций, изменение параметров движения самолета, вызванное дополнительным отклонением руля под воздействием изменения коэффициента шарнирного момента руля при изменении угла атаки или скольжения, летчик оценивает как „самопроизвольное“ и „неожиданное“. Следовательно, серворулевая схема может получить положительную оценку летчика в том случае, если при всех возможных в эксплуатации эволюциях самолета зависимость коэффициента шарнирного момента руля от угла атаки или скольжения будет слабой или отсутствовать вообще ($m_{\text{ш}}^{\alpha^*} \approx 0$).

Это условие легче выполнить, если серворулевую схему безбустерной СШУ применить в качестве резервной системы управления. В этом случае для

резервного режима управления в Летное руководство самолета можно ввести ограничения на конфигурацию и пилотирование самолета, выполнение которых обеспечит работу рулей в диапазонах линейного изменения их шарнирных моментов по углу атаки и углу скольжения.

При линейных характеристиках шарнирных моментов рулей можно соответствующим выбором величины осевой и роговой аэродинамических компенсаций ослабить или исключить вовсе зависимость коэффициента шарнирного момента руля от угла атаки или угла скольжения.

Заключение

1. На основе рассмотрения схемы, содержащей в виде частных случаев три известные схемы безбустерной СШУ, получены уравнения кинематики и статики обобщенной схемы безбустерной системы управления турбовинтовых самолетов.

2. Из полученных уравнений выведены формулы для определения усилий на рычагах управления в обычной схеме, схеме пружинного сервокомпенсатора и серворулевой схеме.

3. Путем сравнительного анализа полученных формул показаны преимущества и недостатки различных схем безбустерной СШУ и сделаны следующие выводы:

– наиболее предпочтительной схемой для системы управления турбовинтовых самолетов является обычная схема безбустерной СШУ;

– в том случае, когда с помощью обычной схемы безбустерной СШУ не удастся обеспечить требуемый уровень усилий на рычагах управления, в каналах управления рулем направления и элеронами может рассматриваться схема пружинного сервокомпенсатора;

– серворулевая схема требует, чтобы зависимость коэффициентов шарнирных моментов органов управления от углов атаки или углов скольжения практически отсутствовала, что можно обеспечить средствами аэродинамической компенсации органов управления лишь в ограниченном диапазоне углов атаки (скольжения), приемлемом, в частности, для резервного режима управления

Литература

1. *Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Часть 25: Авиационных правил Межгосударственного авиационного комитета (АП-25).*

2. *Нормы летной годности Европейского сою-*

за для больших самолетов (CS-25).

3. Микеладзе В.Г. Аэродинамическая компенсация. Сервокомпенсация // *Авиация: Энциклопедия / Гл. ред. Г.П. Свищев. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. – С. 76-77, 512.*

4. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов: пер. с англ. / Э. Торенбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.

5. Эткин Б. Динамика полета: устойчивость и управляемость: пер. с англ. / Б. Эткин. – М.: Машиностроение, 1964. – 494 с.

6. Остославский И.В. Аэродинамика самолета / И.В. Остославский. – М.: Оборонгиз, 1957. – 560 с.

7. Baker F.B. *Spring Tabs: A Review of their Development and Application, Together with an Outline of the Design Data Involved* / F.B. Baker // *Aircraft engineering and aerospace technology.* – 1947. – V. 19, Issue 11. – P. 353–358.

8. Lyons D.J. *Some problems of the Stability and Control of Large Aircraft* / D.J. Lyons // *The Journal of the RAS.* – 1948, november.

Поступила в редакцию 18.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.П. Ударцев, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

МЕХАНІКА УЗАГАЛЬНЕНОЇ БЕЗБУСТЕРНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ТУРБОГВИНТОВИХ ЛІТАКІВ І ЗУСИЛЛЯ НА ВАЖЕЛЯХ КЕРУВАННЯ В ЗВИЧАЙНІЙ СХЕМІ, СХЕМІ ПРУЖИННОГО СЕРВОКОМПЕНСАТОРА ТА СЕРВОРУЛЬОВІЙ СХЕМІ

В.П. Пустовойтов

Одержані рівняння кінематики та статички узагальненої схеми безбустерної системи керування турбогвинтових літаків. Виведені формули для балансувальних зусиль на важелях керування в звичайній схемі, схемі пружинного сервокомпенсатора та серворульовій схемі. На основі одержаних формул проаналізовані переваги та недоліки різних схем безбустерної системи штурвального керування. В результаті аналізу зроблено висновок про те, що найкращою схемою безбустерної системи керування турбогвинтовим літаком є звичайна схема. Зі збільшенням розмірів літака безбустерну систему можна зберегти в каналах керування кермом напряду і елеронами, застосувавши схему пружинного сервокомпенсатора. Серворульова схема висуває підвищені вимоги до характеристик шарнірних моментів органів керування, тому її застосування обмежене.

Ключові слова: безбустерна система штурвального керування, узагальнена схема, звичайна схема, схема пружинного сервокомпенсатора, серворульова схема, шарнірний момент, зусилля на важелях керування.

MECHANICS OF THE GENERALISED UNASSISTED FLIGHT CONTROL SYSTEM OF TURBOPROP AIRPLANES AND LOADS ON CONTROLS IN CASE OF A NORMAL LAYOUT AND SPRING TAB AND SERVO TAB LAYOUTS

V.P. Pustovoytov

Equations of kinematics and statics are obtained for the generalized unassisted flight control system of turboprop airplanes. The formulas are derived for balancing loads on controls for the conventional layout, and for the spring tab, and the servo tab layouts. Based on the derived equations, advantages and disadvantages of different layouts of unassisted primary flight control system are analyzed. As a result of the analysis, it is concluded that the conventional layout is a preferred layout for a turboprop airplane unassisted flight control system. With the growth of airplane dimensions, the unassisted system may be preserved in the rudder and aileron control channels by using the spring tab layout. The servo tab layout imposes more stringent requirements on the controls hinge moment characteristics, therefore its utilization is limited.

Key words: unassisted flight control system, generalized layout, normal layout, spring tab layout, servo tab layout, hinge moment, loads on controls.

Пустовойтов Валентин Петрович – д-р техн. наук, заступитель начальника отделения аэродинамики Государственного предприятия „АНТОНОВ“, Киев, Украина, e-mail: kudryavtsev@antonov.com.