

УДК 629.735.33.015.017.28.3.025.035

**В.П. ПУСТОВОЙТОВ**

*Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова, Украина*

## **МЕТОД ПОЛУЧЕНИЯ ТРЕБУЕМЫХ ХАРАКТЕРИСТИК УПРАВЛЯЕМОСТИ ТУРБОВИНТОВЫХ РЕГИОНАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ**

Предложен метод, в котором определение типа и параметров аэродинамической компенсации органов управления турбовинтовых региональных самолетов неразрывно связано с определением типа и параметров хвостового оперения и органов управления этих самолетов. Метод базируется на закономерностях, установленных путем обобщения экспериментальных данных, которые отражают условия линейного изменения коэффициентов шарнирных моментов органов управления по углам атаки и скольжения и углам отклонения органов управления и их сервоповерхностей, а также на новом методе расчета влияния турбовинтовых двигателей на продольные аэродинамические характеристики самолета, позволяющем учесть различное расположение горизонтального оперения относительно струй воздушных винтов.

**турбовинтовой самолет, нормы летной годности, характеристики управляемости, органы управления, углы атаки и скольжения, шарнирные моменты, безбустерная система управления, влияние турбовинтовых двигателей**

### **Введение**

Турбовинтовые региональные самолеты имеют безбустерную неавтоматизированную систему штурвального управления, в которой рычаги управления механически связаны с органами управления (Ан-38, Ан-140, Ил-114, АTR-42, Bombardier Dash 8, Dornier-228 и др.). Загрузка рычагов управления у таких самолетов осуществляется шарнирными моментами органов управления. Анализ современных требований к характеристикам управляемости самолетов транспортной категории показывает, что среди этих требований доминируют требования к характеристикам управляемости по усилиям [1, 2].

Одним из первостепенных требований к характеристикам управляемости самолета по усилиям является требование о том, чтобы при выполнении нормируемых маневров, в том числе при выводе самолета на большие углы атаки и скольжения, усилия на рычагах управления не изменяли знак. Известно, что изменение знака усилий вызывается усилением зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки или угла скольжения стабилизирующей поверхности после достижения некоторых значений этих углов. Следо-

вательно, для исключения перемены знака усилий на рычагах управления необходимо уже на раннем этапе проектирования самолета добиваться того, чтобы горизонтальное оперение, элеронная часть крыла и вертикальное оперение работали в диапазоне углов атаки и скольжения, внутри которых зависимости коэффициентов шарнирных моментов органов управления от этих углов были бы слабыми и близкими к линейным. В идеале желательно, чтобы наклоны указанных зависимостей были близки к нулю. Основным средством достижения этого, как известно, является роговая аэродинамическая компенсация органов управления [3 – 5].

Если средствами аэродинамической компоновки самолета обеспечена работа стабилизирующих поверхностей в области линейного изменения шарнирных моментов по углу атаки или углу скольжения, а с помощью роговой аэродинамической компенсации это изменение существенно ослаблено или устранено вовсе, то коэффициенты шарнирных моментов органов управления зависят практически только от углов их отклонения. Роговая аэродинамическая компенсация влияет не только на наклон зависимостей коэффициентов шарнирных моментов органов управления от угла атаки или угла скольже-

ния, но и наклон зависимостей коэффициентов шарнирных моментов органов управления от углов их отклонения, уменьшая этот наклон практически по линейному закону пропорционально относительной площади роговой аэродинамической компенсации [4, 5]. Так как для исключения влияния угла атаки или угла скольжения на шарнирные моменты органов управления требуются умеренные значения относительной площади роговой аэродинамической компенсации, то применение одной лишь роговой аэродинамической компенсации для получения требуемого уровня усилий на рычагах управления турбовинтовых региональных самолетов в большинстве случаев оказывается недостаточным.

Эффективным средством дальнейшего уменьшения коэффициентов шарнирных моментов органов управления является осевая аэродинамическая компенсация. Известно, что с увеличением относительной площади осевой аэродинамической компенсации линейность зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла его отклонения сохраняется лишь до тех пор, пока контур носка органа управления не выходит существенно за контур стабилизирующей поверхности [3, 4, 6, 7]. Поэтому при больших значениях относительной площади осевой аэродинамической компенсации и особенно при „полных“ носках органов управления наклон зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла его отклонения в области умеренных углов отклонения получается небольшим, а в области больших углов отклонения – значительным. Это обстоятельство существенно затрудняет, а в некоторых случаях делает невозможным одновременное удовлетворение требованиям к максимальным усилиям на рычагах управления (большие углы отклонения органов управления) и требованиям к приемлемым по оценке летчика градиентам усилий на рычагах управления по скорости полета, вертикальной перегрузке, углу скольжения (малые углы отклонения органов управления). Указанное затруднение может быть преодолено, если

ограничиться умеренным значением относительной площади осевой аэродинамической компенсации, при которой зависимость коэффициента шарнирного момента органа управления от угла его отклонения сохраняется линейной или близкой к линейной, а требуемое уменьшение угла наклона этой зависимости получать с помощью кинематической сервокомпенсации. Кинематическая сервокомпенсация [3, 5] предоставляет широкие возможности для линейного уменьшения коэффициента шарнирного момента органа управления по углу его отклонения путем выбора величины коэффициента кинематической связи между углом отклонения органа управления и углом отклонения сервоповерхности и величины относительной площади сервоповерхности.

Применение умеренной роговой и умеренной осевой аэродинамических компенсаций в сочетании с кинематической сервокомпенсацией позволяет получить линейную или близкую к линейной зависимость коэффициента шарнирного момента органа управления от угла его отклонения во всем диапазоне углов отклонения органа управления при отсутствии или пренебрежимо малом влиянии угла атаки или угла скольжения на эту зависимость в определенном диапазоне углов атаки или скольжения. Для того, чтобы с помощью одной полученной зависимости добиться соответствия всему многообразию требований к характеристикам управляемости самолета по усилиям необходимо, чтобы разброс вытекающих из этих требований потребных значений углов наклона зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла его отклонения был небольшим.

Одними из главных требований, определяющих потребную величину угла наклона зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла его отклонения, являются требования к максимальным усилиям на рычагах управления самолетом. Максимальные усилия на рычагах управления возникают, главным образом, в тех случаях, когда требуется сбалансировать самолет отклонени-

ем органов управления на максимальный угол. Эти же случаи, как правило, определяют и требуемые размеры органов управления. Зная нормируемое значение максимального усилия на рычаге управления, максимальный угол отклонения органа управления, требуемые размеры этого органа и величину балансировочной скорости полета, можно определить требуемое значение угла наклона зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла его отклонения, вытекающее из условия балансировки самолета. При рассмотрении продольной балансировки особое внимание приходится уделять требованию к величине максимальных усилий, которые прилагаются к рычагу управления одной рукой летчика при балансировке им самолета в процессе изменения угла отклонения закрылков и (или) режима работы двигателей. Нормы разрешают выполнять изменение угла отклонения закрылков ступенчато с триммированием усилий в фиксированных промежуточных положениях рычага управления закрылками, поэтому расчетным случаем остается переконструкция самолета при изменении режима работы двигателей. Так как максимальные усилия, развиваемые одной рукой летчика, сравнительно невелики, то удовлетворить требованиям проще тогда, когда изменение балансировочного угла отклонения руля высоты, вызванное изменением режима работы двигателей, не является большим.

Важными требованиями, определяющими требуемую величину угла наклона коэффициента шарнирного момента органа управления по углу его отклонения, являются требования к градиентам усилий на рычагах управления по параметрам полета самолета (скорости, перегрузке, углу атаки, углу скольжения и др.). Градиенты усилий на рычагах управления прямо пропорциональны градиентам углов отклонения соответствующих органов управления по рассматриваемым параметрам полета. Последние, в свою очередь, прямо пропорциональны степени соответствующей статической устойчивости самолета. Разброс требуемых значений углов

наклона зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла его отклонения будет тем меньше, чем меньше изменяется степень статической устойчивости самолета при изменении угла отклонения закрылков и изменении режима работы двигателей. Уменьшение влияния работы турбовинтовых двигателей на степень продольной статической устойчивости самолета по перегрузке и скорости полета представляет собой сложную задачу. Успех ее решения во многом зависит от правильного расположения горизонтального оперения по высоте относительно струй воздушных винтов [8].

Из изложенного следует, что для получения требуемых характеристик управляемости турбовинтовых региональных самолетов должен использоваться метод, в котором определение типа и параметров аэродинамической компенсации органов управления неразрывно связано с определением типа и параметров хвостового оперения и органов управления самолета. При определении типа хвостового оперения, параметров горизонтального оперения и органов продольного управления должен использоваться метод, который позволяет достаточно корректно определять влияние работы турбовинтовых двигателей на коэффициент подъемной силы, коэффициент момента тангажа и степень продольной статической устойчивости самолета по перегрузке и скорости полета при различных углах отклонения закрылков и различном расположении горизонтального оперения по высоте относительно струй воздушных винтов. Базирующиеся на давно опубликованных оригинальных работах методы [5, 9], которыми приходится пользоваться при проектировании современных турбовинтовых региональных самолетов, не отвечают поставленным требованиям. В связи с этим потребовалась разработка более современного метода, основные результаты которой излагаются в настоящей статье.

## **1. Продольная управляемость**

Выясним условия, выполнение которых обеспечивает работу горизонтального оперения в области

линейного изменения коэффициента шарнирного момента руля высоты по углу атаки горизонтального оперения. Анализ результатов испытаний моделей горизонтальных оперений самолетов Ан-12, Ан-22, Ан-28, Ан-70, Ан-74, Ан-140 и Ан-148 в аэродинамических трубах ЦАГИ и АНТК им. О.К. Антонова позволил установить следующие закономерности. Во-первых, диапазон углов атаки горизонтального оперения, в котором зависимость коэффициента шарнирного момента руля высоты от этого угла линейна или близка к линейной, совпадает с диапазоном углов атаки горизонтального оперения, в котором линейна или близка к линейной зависимость коэффициента подъемной силы горизонтального оперения от этого угла. Во-вторых, указанная выше закономерность проявляется как при неотклоненном руле высоты, так и при различных углах отклонения руля высоты. В-третьих, средства, позволяющие увеличить значение угла атаки горизонтального оперения, до которого сохраняется линейный характер изменения коэффициента подъемной силы горизонтального оперения по углу его атаки (несимметричный или отогнутый носок стабилизатора, фиксированная профилированная щель в носке стабилизатора, выдвижная щелевая предкрылок стабилизатора) в той же мере увеличивают и значение угла атаки, до которого сохраняется линейный характер изменения коэффициента шарнирного момента руля высоты по углу атаки горизонтального оперения. В-четвертых, все указанные выше закономерности слабо зависят от типа и размеров аэродинамической компенсации руля высоты, а также от размеров и углов отклонения сервоповерхности руля высоты.

Таким образом, если известен диапазон линейного изменения коэффициента подъемной силы горизонтального оперения  $C_{y_{zo}}$  по его углу атаки  $\alpha_{zo}$ , то с достаточной степенью точности известен и диапазон линейного изменения коэффициента шарнирного момента руля высоты  $m_{шв}$  по этому углу ата-

ки. Задача проектирования заключается в том, чтобы на всех режимах полета и при всех эволюциях самолета, предусмотренных нормами, угол атаки горизонтального оперения не выходил за пределы указанного диапазона.

Типовой вид зависимостей  $C_{y_{zo}} = f(\alpha_{zo})$  и  $m_{шв} = f(\alpha_{zo})$  показан на рис. 1.

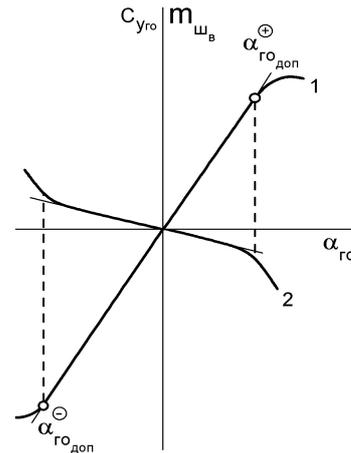


Рис. 1. Типовой вид зависимостей  $C_{y_{zo}} = f(\alpha_{zo})$  и  $m_{шв} = f(\alpha_{zo})$ :  
1 —  $C_{y_{zo}}(\alpha_{zo})$ ; 2 —  $m_{шв}(\alpha_{zo})$

По аналогии с крылом обозначим  $\alpha_{zo}^{\oplus доп}$  максимальное значение положительного угла атаки горизонтального оперения, до которого сохраняется линейное изменение коэффициента подъемной силы горизонтального оперения, а, следовательно, и коэффициента шарнирного момента руля высоты по углу атаки горизонтального оперения. Максимальное значение аналогичного отрицательного угла атаки горизонтального оперения обозначим  $\alpha_{zo}^{\ominus доп}$ . В итоге условие работы горизонтального оперения в области линейного изменения коэффициента шарнирного момента руля высоты по углу атаки горизонтального оперения выразится следующим образом:

$$\alpha_{zo}^{\ominus доп} < \alpha_{zo} < \alpha_{zo}^{\oplus доп} . \quad (1)$$

Как известно, большие положительные значения угла атаки горизонтального оперения турбовинтовых региональных самолетов реализуются при уб-

ранных закрылках на больших положительных углах атаки крыла. Современные нормы требуют, чтобы усилия на рычаге продольного управления оставались отрицательными („тянущими“) как перед сваливанием, так и в самом сваливании самолета [1, 2]. Это означает, что при увеличении угла атаки горизонтального оперения коэффициент шарнирного момента руля высоты не должен изменять знак вплоть до достижения угла атаки сваливания самолета  $\alpha_s$ . Угол атаки горизонтального оперения при угле атаки  $\alpha_s$  определяется формулой

$$\alpha_{zo} = \alpha_s + \varphi_{cm} - \varepsilon_{C_{y_s}} + \Delta\alpha_{zo}(\omega_z, \dot{\alpha}), \quad (2)$$

где  $\varphi_{cm}$  – угол установки стабилизатора;  $\varepsilon_{C_{y_s}}$  – угол скоса потока при коэффициенте подъемной силы крыла, соответствующем углу  $\alpha_s$ ;  $\Delta\alpha_{zo}(\omega_z, \dot{\alpha})$  – приращение угла атаки горизонтального оперения от скорости изменения угла тангажа  $\omega_z$  и скорости изменения угла атаки крыла  $\dot{\alpha}$ .

Значения углов  $\alpha_s$  и  $\varphi_{cm}$  будем полагать известными. Значения углов  $\varepsilon_{C_{y_s}}$  и  $\Delta\alpha_{zo}(\omega_z, \dot{\alpha})$  при безотрывном обтекании крыла ( $\alpha \leq \alpha_{don}$ ) без учета влияния турбовинтовых двигателей ( $B = 0$ ) могут быть определены расчетным путем известными методами. Влияние работы турбовинтовых двигателей на угол скоса потока при  $\alpha \leq \alpha_{don}$  может быть определено по методу [8]. Влияние работы турбовинтовых двигателей на угол  $\Delta\alpha_{zo}(\omega_z, \dot{\alpha})$  при  $\alpha \leq \alpha_{don}$  может быть рассчитано по известным методам, если осредненное значение скорости потока в зоне горизонтального оперения принять по [8]:

$$V_{zo_s} = V_o \sqrt{1 + K_{V_s} \cdot \bar{S}_{zo_s}^{\max} \cdot B}. \quad (3)$$

В формуле (3) коэффициент  $K_{V_s}$  зависит от расстояния между горизонтальным оперением и осью струи воздушного винта. Расчеты, выполненные для  $\alpha < \alpha_{don}$ , показывают, что угол скоса потока при больших положительных углах атаки крыла значи-

тельно превышает угол  $\Delta\alpha_{zo}(\omega_z, \dot{\alpha})$ . Таким образом, углом  $\Delta\alpha_{zo}(\omega_z, \dot{\alpha})$  в первом приближении можно пренебречь.

Корректные методы расчета угла скоса потока при отрывном обтекании крыла ( $\alpha > \alpha_{don}$ ) отсутствуют. Во многом это объясняется тем, что угол скоса потока в зоне горизонтального оперения существенно зависит от того, в каком месте по размаху крыла зарождается отрыв потока и в каком направлении по размаху крыла он развивается при увеличении угла атаки. Поэтому значения угла скоса потока  $\varepsilon_{C_{y_s}}$  приходится определять по результатам испытаний модели проектируемого самолета в аэродинамической трубе. Так как согласно нормам сваливание демонстрируется при убранном газе двигателей, а также при мощности двигателей, необходимой для поддержания горизонтального полета на скорости  $1,5 V_{SR_1}$ , т.е. при малых значениях коэффициента  $B$ , модель самолета на раннем этапе проектирования может испытываться без имитаторов турбовинтовых двигателей.

Известно, что величина угла скоса потока в зоне горизонтального оперения существенно зависит от расстояния между горизонтальным оперением и вихревой системой крыла. Чем меньше это расстояние, тем больше величина угла скоса потока. Поэтому в схеме „высокоплан“, характерной для большинства турбовинтовых региональных самолетов, при расположении горизонтального оперения на фюзеляже условие

$$\alpha_s + \varphi_{cm} - \varepsilon_{C_{y_s}} < \alpha_{zo_{don}}^{\oplus} \quad (4)$$

выполняется без затруднений, при этом на углах  $\alpha \approx \alpha_s$  область заторможенного крылом потока располагается выше горизонтального оперения, что обеспечивает эффективную работу руля высоты при выводе самолета из сваливания.

При удалении горизонтального оперения вверх от вихревой системы крыла величина угла скоса

потока уменьшается. Наименьшие значения угла скоса потока соответствуют расположению горизонтального оперения на вершине кия. При таком расположении горизонтального оперения выполнение условия (4) становится напряженным и может потребовать применения специальных средств, например, активных или пассивных ограничителей угла атаки [11].

Большие отрицательные значения углов атаки горизонтального оперения турбовинтовых самолетов реализуются на отрицательных углах атаки крыла при максимальном угле отклонения закрылков. Нормы требуют, чтобы усилия на рычаге продольного управления оставались положительными („давящими“) при выводе самолета на нулевую перегрузку, в том числе при посадочном угле отклонения закрылков. Это означает, что при увеличении отрицательных значений угла атаки горизонтального оперения коэффициент шарнирного момента руля высоты не должен изменять знак вплоть до достижения угла атаки крыла  $\alpha_{C_{R_y}=0}$ . Это условие выражается неравенством

$$\alpha_{z0\text{дон}}^{\ominus} < \alpha_{C_{R_y}=0} + \Phi_{cm} - \varepsilon_{C_{R_y}=0} + \Delta\alpha_{z0}(\omega_z, \dot{\alpha}). \quad (5)$$

Значения углов  $\alpha_{C_{R_y}=0}$  и  $\varepsilon_{C_{R_y}=0}$  можно определить, рассчитав зависимости  $C_{R_y} = f(\alpha)$  и  $\varepsilon_s = f(C_{R_y})$  по методу, изложенному в работе [8].

Значение приращения угла атаки  $\Delta\alpha_{z0}(\omega_z, \dot{\alpha})$  на режиме установившегося криволинейного полета с нулевой вертикальной перегрузкой

$$(\Delta n_y = -1, \alpha_{C_{R_y}=0} = \text{const})$$

рассчитывается по формуле

$$\Delta\alpha_{z0s}(\omega_z) = 57,3^\circ \cdot L_{z0} \frac{\omega_z}{V_{z0s}}, \quad (6)$$

где 
$$\omega_z = -\frac{g}{V_0}. \quad (7)$$

Расчеты показывают, что значения угла скоса потока  $\varepsilon_{C_{R_y}=0}$  мало отличаются от нуля и им в первом приближении можно пренебречь. Тогда с учетом (6) и (7) неравенство (5) может быть записано следующим образом:

$$\alpha_{z0\text{дон}}^{\ominus} < \alpha_{C_{R_y}=0} + \Phi_{cm} - 57,3^\circ \cdot \frac{g \cdot L_{z0}}{V_0 \cdot V_{z0s}}. \quad (8)$$

Видно, что правая часть неравенства (8) не зависит от высоты расположения горизонтального оперения относительно вихревой системы крыла, но сильно зависит от угла отклонения закрылков, определяющего значение угла  $\alpha_{C_{R_y}=0}$ . Без применения специальных мероприятий, увеличивающих отрицательное значение угла  $\alpha_{z0\text{дон}}^{\ominus}$  (отогнутый вверх носок стабилизатора, перевернутая профилированная щель в носке стабилизатора, выдвижной щелевой предстабилизатор и т.п.) условие (8) может наложить ограничение на максимальный угол отклонения закрылков турбовинтовых региональных самолетов. Здесь необходимо отметить, что мероприятия, увеличивающие отрицательное значение угла  $\alpha_{z0\text{дон}}^{\ominus}$ , затрудняют выполнение условия (4) вследствие уменьшения положительного значения угла  $\alpha_{z0\text{дон}}^{\oplus}$ .

Ответ на вопрос о том, работает ли горизонтальное оперение в диапазоне углов атаки, соответствующем линейному изменению коэффициента шарнирного момента руля высоты по углу атаки горизонтального оперения, можно получить, построив номограмму, типовой вид которой показан на рис. 2. Потребные значения коэффициента шарнирного момента руля высоты, определяющие тип и параметры его аэродинамической компенсации, зависят, в первую очередь, от площади и хорды руля высоты. Так как у современных турбовинтовых региональных самолетов продольное управление и балансировка осуществляются одним органом управления, то с целью экономии площади горизонтального опе-

рения обычно применяют руль высоты с достаточно большой относительной хордой и стремятся реализовать максимальные значения углов его отклонения.

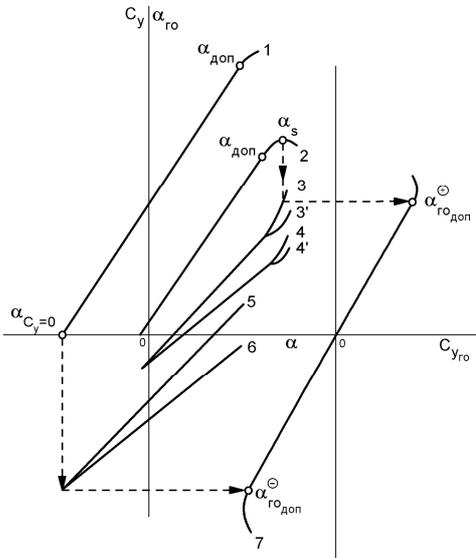


Рис. 2. Типовой вид номограммы, иллюстрирующей связь между переменными  $C_y$ ,  $\alpha$ ,  $\alpha_{20}$  при  $B \approx 0$ :

- 1 –  $C_y(\alpha)$ ,  $\delta_3 = \delta_{3_{noc}}$ ;
  - 2 –  $C_y(\alpha)$ ,  $\delta_3 = 0$ ;
  - 3 –  $\alpha_{20}(\alpha)$ ,  $\delta_3 = 0$ , Т, начало срыва в корне крыла;
  - 3' –  $\alpha_{20}(\alpha)$ ,  $\delta_3 = 0$ , Т, начало срыва в середине размаха крыла;
  - 4 –  $\alpha_{20}(\alpha)$ ,  $\delta_3 = 0$ ,  $\perp$ , начало срыва в корне крыла;
  - 4' –  $\alpha_{20}(\alpha)$ ,  $\delta_3 = 0$ ,  $\perp$ , начало срыва в середине размаха крыла;
  - 5 –  $C_y(\alpha)$ ,  $\delta_3 = \delta_{3_{noc}}$ , Т;
  - 6 –  $C_y(\alpha)$ ,  $\delta_3 = \delta_{3_{noc}}$ ,  $\perp$ ;
  - 7 –  $C_{y_{20}}(\alpha_{20})$ ;
- Т – расположение ГО на вершине киля;  
 $\perp$  – расположение ГО на фюзеляже

Исходя из этого, относительные размеры руля высоты, в частности, величину относительной площади руля высоты  $\bar{S}_e$ , а также максимальные значения углов отклонения руля высоты  $\delta_{e_{max}}$  будем полагать заданными. Так как максимальные значения перемещений рычага управления рулем высоты  $X_{e_{max}}$  выбираются легчиком, значение коэффициента кинематической связи  $K_{u_e}$  между параметрами  $X_{e_{max}}$  и  $\delta_{e_{max}}$  также будем полагать заданными.

При заданной относительной площади руля высоты его площадь  $S_e$  и средняя хорда  $b_e$  определяется площадью горизонтального оперения  $S_{20}$ . Для определения требуемого значения площади горизонтального оперения на раннем этапе проектирования самолета обычно применяется метод граничных линий [5, 9], которые отражают связь между относительной площадью горизонтального оперения  $\bar{S}_{20}$  и относительным положением центра тяжести самолета  $\bar{X}_m$ .

Линии, ограничивающие область существования параметра  $\bar{S}_{20}$  справа, отражают требования к характеристикам продольной управляемости самолета по перегрузке и скорости полета, которые, в свою очередь, зависят от степени соответствующей продольной статической устойчивости самолета. Анализ современных требований к характеристикам продольной управляемости самолетов транспортной категории дает основание принять за основу требование к градиенту перемещения рычага управления рулем высоты по вертикальной перегрузке  $X_e^{ny}$ . Рекомендуется, чтобы по абсолютной величине значение этого градиента было не менее 0,05 м [1]. Тогда уравнение соответствующей граничной линии можно записать следующим образом:

$$X_e^{ny} = -\frac{1}{57,3^\circ K_{u_e}} \cdot \frac{C_{R_y}}{m_{z_{20s}}^{\delta_e}} \sigma_n = 0,05 \text{ м}, \quad (9)$$

где

$$\sigma_n = \frac{1}{C_{R_y}^\alpha} \left( m_{R_{z\delta}^\alpha}^\alpha + m_{z_{20s}}^\alpha + m_{z_{20s}}^{\omega_z} \cdot C_{R_y}^\alpha \cdot \frac{S_{kp}}{G} \cdot \frac{b_a \cdot g \cdot \rho}{2} \right). \quad (10)$$

Формулы для коэффициента  $C_{R_y}$  и частных производных  $C_{R_y}^\alpha$ ,  $m_{R_{z\delta}^\alpha}^\alpha$ ,  $m_{z_{20s}}^\alpha$  и  $m_{z_{20s}}^{\delta_e}$ , отражающие влияние работающих турбовинтовых двигателей, приведены в работе [8].

Формулу для частной производной  $m_{z_{20s}}^{\omega_z}$  можно получить, используя формулу (3) для осредненной

скорости потока в зоне горизонтального оперения:

$$m_{z_{z_{20s}}}^{\omega z} = -57,3^\circ C_{y_{z_{20}}}^{\alpha_{z_{20}}} \cdot \bar{S}_{z_{20}} \times \sqrt{\bar{L}_{z_{20}}^2 \cdot \sqrt{1 + K_{V_s} \cdot \bar{S}_{z_{20s}}^{\max}} \cdot B}. \quad (11)$$

Частная производная  $m_{R_{z_{\delta z_{20}}}}^{\alpha}$  является функцией переменной  $\bar{X}_m$ , а частные производные  $m_{z_{z_{20s}}}^{\alpha}$ ,  $m_{z_{z_{20s}}}^{\delta \epsilon}$  и  $m_{z_{z_{20s}}}^{\omega z}$  являются функциями переменной  $\bar{S}_{z_{20}}$  (при заданном значении относительного плеча горизонтального оперения  $\bar{L}_{z_{20}}$ ). На частную производную  $m_{z_{z_{20s}}}^{\alpha}$  сильное влияние оказывает расположение горизонтального оперения относительно струй воздушных винтов.

Для снижения дестабилизирующего влияния работающих турбовинтовых двигателей на степень продольной статической устойчивости самолета по перегрузке горизонтальное оперение целесообразно располагать в нижней или центральной части струй воздушных винтов, или выносить его вверх на вершину киля [8].

Поэтому рассматриваемые граничные линии следует рассчитывать для двух схем хвостового оперения – обычной и Т-образной.

Линии, ограничивающие область существования параметра  $\bar{S}_{z_{20}}$  слева, отражают требование к продольной балансировке самолета. Для наиболее напряженного случая продольной балансировки самолета на разбеге с поднятой передней опорой шасси уравнение граничной линии имеет вид

$$m_{R_{z_{\delta z_{20}}}} + m_{z_{z_{20s}}} + \Delta m_{z_{p.ш}} + \Delta m_{z_{\text{экp}}} = 0. \quad (12)$$

где  $\Delta m_{z_{p.ш}}$  – изменение коэффициента момента тангажа самолета от реакций основных опор шасси;  $\Delta m_{z_{\text{экp}}}$  – изменение коэффициента момента тангажа самолета от влияния близости экрана.

Коэффициенты  $m_{R_{z_{\delta z_{20}}}}$  и  $\Delta m_{z_{p.ш}}$  являются

функциями переменной  $\bar{X}_m$ , а коэффициенты  $m_{z_{z_{20s}}}$  и  $\Delta m_{z_{\text{экp}}}$  являются функциями переменной  $\bar{S}_{z_{20}}$ . Формулы для коэффициентов  $m_{R_{z_{\delta z_{20}}}}$  и  $m_{z_{z_{20s}}}$

приведены в работе [8]. Так как линии, ограничивающие область существования параметра  $\bar{S}_{z_{20}}$  справа, рассчитываются для двух схем хвостового оперения, то и линии, ограничивающие эту область слева, рассчитываются для этих двух схем оперения.

Типовой вид граничных линий  $\bar{S}_{z_{20}} = f(\bar{X}_m)$  показан на рис. 3.

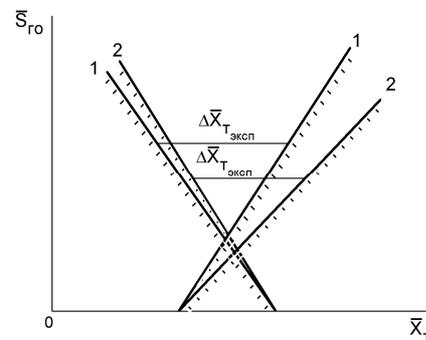


Рис. 3. Типовой вид граничных линий  $\bar{S}_{z_{20}} = f(\bar{X}_m)$ :  
1 – расположение ГО на фюзеляже;  
2 – расположение ГО на вершине киля

Если задана величина требуемого диапазона эксплуатационных центровок  $\Delta \bar{X}_{m_{\text{экп}}}$ , то для каждой рассматриваемой схемы хвостового оперения можно определить требуемое значение площади горизонтального оперения и, следовательно, площади руля высоты и его средней хорды, а также рассчитать величину степени продольной статической устойчивости самолета по перегрузке  $\sigma_n$  и скорости полета  $\sigma_v$  и величину частной производной  $m_{z_{z_{20s}}}^{\delta \epsilon}$ , характеризующей эффективность руля высоты. Имея эти данные, можно определить требуемые значения частной производной коэффициента шарнирного момента руля высоты по углу его отклонения  $m_{\omega \epsilon}^{\delta \epsilon}$  из требований к градиентам усилий  $P_\epsilon$  по вертикальной перегрузке  $n_y$  и скорости полета  $V$  и к величине

не максимальных усилий при балансировке самолета  $P_{\epsilon_{бал}}^{\max}$  и его перебалансировке при изменении режима работы двигателей  $\Delta P_{\epsilon_{бал}}^{\max}$ .

Из требований норм [1, 2] к градиентам  $P_{\epsilon}^{ny}$  и  $P_{\epsilon}^V$  вытекают требования к минимальным (по абсолютной величине) значениям частной производной  $m_{u_{\epsilon}}^{\delta_{\epsilon}}$ . Полагая, что с помощью роговой аэродинамической компенсации значение частной производной  $m_{u_{\epsilon}}^{\alpha_{z0}}$  сведено к пренебрежимо малой величине, а влияние струй воздушных винтов на коэффициент шарнирного момента руля высоты учтено с помощью коэффициента  $K_S$ , требования к градиентам  $P_{\epsilon}^{ny}$  и  $P_{\epsilon}^V$  можно записать следующим образом:

$$P_{\epsilon}^{ny} = K_{u_{\epsilon}} \frac{m_{u_{\epsilon}}^{\delta_{\epsilon}}}{m_{z_{z0}}} \cdot S_{\epsilon} \cdot b_{\epsilon} \times \times \frac{G}{S_{кр}} \cdot \sigma_n \leq -10 \text{ кгс}; \quad (13)$$

$$P_{\epsilon}^V = -K_{u_{\epsilon}} \frac{m_{u_{\epsilon}}^{\delta_{\epsilon}}}{m_{z_{z0}}} \cdot S_{\epsilon} \cdot b_{\epsilon} \times \times \frac{G}{S_{кр}} \cdot \sigma_v \geq 0,5 \text{ кгс}. \quad (14)$$

Из требования к величине градиента  $P_{\epsilon}^V$  (14) и из требования к величине диапазона восстановления скорости полета при снятии усилий с рычага продольного управления рулем высоты [1, 2] вытекает требование к допустимой силе трения в системе управления рулем высоты:

$$K \cdot V_{\epsilon_{бал}} \cdot 0,5 \text{ кгс} > P_{\epsilon_{тр}}, \quad (15)$$

где  $V_{\epsilon_{бал}}$  – исходная балансировочная скорость;  $K$  – нормируемый процент исходной балансировочной скорости на рассматриваемых режимах полета.

Из требований к величинам максимальных усилий  $P_{\epsilon_{бал}}^{\max}$  и  $\Delta P_{\epsilon_{бал}}^{\max}$  вытекают требования к макси-

мальным (по абсолютной величине) значениям частной производной  $m_{u_{\epsilon}}^{\delta_{\epsilon}}$ . При  $m_{u_{\epsilon}}^{\alpha_{z0}} \approx 0$  эти требования имеют вид:

$$P_{\epsilon_{бал}}^{\max} = \left| -K_{u_{\epsilon}} \cdot m_{u_{\epsilon}}^{\delta_{\epsilon}} \cdot \delta_{\epsilon_{\max}} \times \times S_{\epsilon} \cdot b_{\epsilon} \cdot q_0 \cdot K_S \right| \leq 34 \text{ кгс}; \quad (16)$$

$$\Delta P_{\epsilon_{бал}}^{\max} = \left| -K_{u_{\epsilon}} \cdot m_{u_{\epsilon}}^{\delta_{\epsilon}} \cdot \Delta \delta_{\epsilon_{бал}} \times \times S_{\epsilon} \cdot b_{\epsilon} \cdot q_0 \cdot K_S \right| \leq 23 \text{ кгс}. \quad (17)$$

Величина угла  $\Delta \delta_{\epsilon_{бал}}$  рассчитывается по формуле

$$\Delta \delta_{\epsilon_{бал}} = - \frac{\Delta m_{R_{z\epsilon_{бал}}}}{m_{z_{z0s}}^{\delta_{\epsilon}}}, \quad (18)$$

в которой величина изменения коэффициента момента тангажа от изменения режима работы двигателей  $\Delta m_{R_{z\epsilon_{бал}}}$  определяется так, как показано на рис. 4.

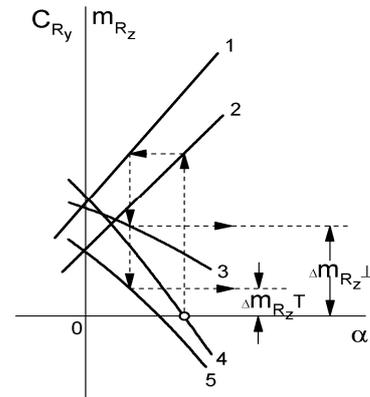


Рис. 4. Схема определения изменения момента тангажа самолета при увеличении режима работы двигателей:

- 1 –  $C_{Ry}(\alpha)$ , взлетный режим;
- 2 –  $C_{Ry}(\alpha)$ , режим малого газа;
- 3 –  $m_{Rz}(\alpha)$ ,  $\perp$ , взлетный режим;
- 4 –  $m_{Rz}(\alpha)$ ,  $\perp$  или T, режим малого газа;
- 5 –  $m_{Rz}(\alpha)$ , T, взлетный режим;
- T – расположение ГО на вершине киля;
- $\perp$  – расположение ГО на фюзеляже

Полученные описанным выше способом минимальные и максимальные значения частной производной

водной  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}}$  определяют диапазон существования этой производной. Если такой диапазон существует для каждой из рассмотренных схем хвостового оперения, то предпочтение отдается той схеме, применение которой дает меньший разброс потребных значений частной производной  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}}$ .

Находящееся внутри диапазона существования и принятое для реализации на самолете потребное значение частной производной  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}}$  достигается выбором типа и параметров аэродинамической компенсации руля высоты. Представляется рациональным следующая процедура такого выбора.

За основу берется так называемая „конструктивная“ осевая аэродинамическая компенсация руля высоты ( $\bar{S}_{o,k_{\delta}} \approx 0,05$ ). Частные производные  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}}$  и  $m_{u_{\delta}}^{\alpha_{zo}}$  при такой величине осевой аэродинамической компенсации имеют большие отрицательные значения [3, 4, 5, 10, 12]. Обозначим их  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}I}$  и  $m_{u_{\delta}}^{\alpha_{zo}I}$ . Для приведения величины частной производной  $m_{u_{\delta}}^{\alpha_{zo}I}$  к нулю требуется применение роговой аэродинамической компенсации. Относительную площадь такой компенсации можно определить по известным экспериментальным данным [4, 5]. Такая величина роговой аэродинамической компенсации одновременно снижает и абсолютное значение частной производной  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}}$ . Значения частных производных  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}}$  и  $m_{u_{\delta}}^{\alpha_{zo}}$  для руля высоты с „конструктивной“ осевой и принятой роговой аэродинамическими компенсациями обозначим  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}II}$  и  $m_{u_{\delta}}^{\alpha_{zo}II}$  ( $m_{u_{\delta}}^{\alpha_{zo}II} \approx 0$ ). Если полученное значение частной производной  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}II}$  превышает по абсолютной величине потребное значение частной производной

$m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}}$ , то осевая аэродинамическая компенсация увеличивается. Для получения линейной зависимости  $m_{u_{\delta}} = f(\delta_{\delta})$  в пределах максимальных углов отклонения руля высоты относительная площадь осевой аэродинамической компенсации выбирается с учетом того, чтобы при максимальном угле отклонения руля высоты его носок не выходил за контур профиля горизонтального оперения (рис. 5). Полученная умеренная осевая аэродинамическая компенсация понижает значение частной производной  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}II}$  до значения  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}III}$ , незначительно влияя на величину частной производной  $m_{u_{\delta}}^{\alpha_{zo}II}$  ( $m_{u_{\delta}}^{\alpha_{zo}III} \approx m_{u_{\delta}}^{\alpha_{zo}II}$ ) [3, 4, 5, 10, 12].

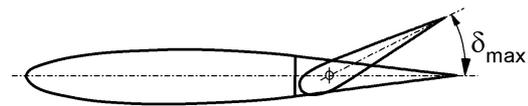


Рис. 5. Определение величины осевой аэродинамической компенсации руля из условия невыхода контура носка руля за контур профиля стабилизирующей поверхности

Если полученное таким образом значение частной производной  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}III}$  все же превышает по абсолютной величине потребное значение частной производной  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}}$ , то применяется кинематическая сервокомпенсация. Необходимая величина уменьшения производной  $m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}}$  определяется формулой

$$\Delta m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}} = m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}} - m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}III}, \quad (19)$$

где 
$$\Delta m_{u_{\delta}}^{\delta_{\delta}} = K_{c-k} \cdot m_{u_{\delta}}^{\tau_c}. \quad (20)$$

Здесь  $K_{c-k}$  – коэффициент кинематической связи между углом отклонения сервоповерхности  $\tau_c$  и углом отклонения руля высоты  $\delta_{\delta}$ ;  $m_{u_{\delta}}^{\tau_c}$  – частная производная коэффициента шарнирного момента

руля высоты по углу отклонения сервоповерхности.

Значения коэффициента  $K_{c-k}$  обычно выбираются в диапазоне от  $-0,3$  до  $-0,7$ . Значение частной производной  $m_{u_g}^{\tau_c}$  в первом приближении можно рассчитывать по известным методам [9, 10]. Опыт показывает, что зависимость  $m_{u_g} = f(\tau_c)$  линейна в широком диапазоне углов отклонения сервоповерхности и эта линейность сохраняется при отклонениях руля высоты до значений  $\delta_{\epsilon_{max}}$  и изменении угла атаки горизонтального оперения от значения  $\alpha_{z0_{дон}}^{\ominus}$  до значения  $\alpha_{z0_{дон}}^{\oplus}$ .

Так как на раннем этапе проектирования значения частных производных  $m_{u_g}^{\delta_g}$ ,  $m_{u_g}^{\alpha_{z0}}$  и  $m_{u_g}^{\tau_c}$  определяются по статистическим данным или рассчитываются по приближенным формулам, то окончательное решение о величине относительной площади роговой  $\bar{S}_{p.k_g}$  и осевой  $\bar{S}_{o.k_g}$  аэродинамических компенсаций и величине относительной площади сервоповерхности руля высоты  $\bar{S}_{c_g}$  принимается после получения результатов испытаний модели изолированного хвостового оперения самолета в аэродинамической трубе. Эта модель должна обеспечивать варьирование параметров  $\bar{S}_{o.k_g}$ ,  $\bar{S}_{p.k_g}$  и  $\bar{S}_{c_g}$  в окрестностях их ожидаемых расчетных значений.

## 2. Путьевая управляемость

Современные нормы требуют, чтобы при прямолинейном установившемся боковом скольжении, превышающем диапазон углов скольжения, присущих эксплуатации самолета, но не меньшем, чем соответствующий половинному отклонению педалей управления рулем направления или усилию управления рулем направления 81,72 кгс, усилия на рычагах управления элеронами и рулем направления должны быть строго пропорциональны углу

скольжения и соответствующими устойчивости, а коэффициент пропорциональности должен находиться в пределах, необходимых для безопасной эксплуатации. При углах скольжения, превышающих указанные выше, вплоть до угла скольжения, соответствующего полному отклонению педалей управления рулем направления или усилию управления рулем направления 81,72 кгс, усилия на педалях руля направления не должны менять знак и для увеличения угла скольжения должно требоваться увеличение усилий на педалях [1, 2]. Указанные требования выполняются, если коэффициент шарнирного момента руля направления линейно изменяется по углу скольжения в диапазоне углов скольжения в области вертикального оперения  $\beta_{\epsilon 0}$  вплоть до углов скольжения, соответствующих полному ходу педалей  $X_H$ .

Условие работы вертикального оперения в области линейного изменения коэффициента шарнирного момента руля направления  $m_{u_H}$  по углу скольжения  $\beta_{\epsilon 0}$  по аналогии с горизонтальным оперением запишем в следующем виде:

$$\beta_{\epsilon 0_{дон}}^{\ominus} < \beta_{\epsilon 0} < \beta_{\epsilon 0_{дон}}^{\oplus} . \quad (21)$$

Здесь  $\beta_{\epsilon 0_{дон}}$  – минимальное значение угла скольжения в области вертикального оперения, до которого сохраняется линейное изменение коэффициента боковой силы вертикального оперения  $C_{z_{\epsilon 0}}$  по углу скольжения  $\beta_{\epsilon 0}$ .

Максимальные значения угла скольжения в области вертикального оперения достигаются на режиме прямолинейного координированного скольжения с максимальным расходом педалей  $X_{H_{max}}$ . В случае механической связи между перемещением педали и углом отклонения руля направления максимальному перемещению педалей  $X_{H_{max}}$  соответствует максимальное значение угла отклонения  $\delta_{H_{max}}$ . Нормы рассматривают вывод самолета на максимальные углы скольжения рулем направления

при симметричной тяге двигателей. Как известно, струи воздушных винтов одинакового вращения создают в дополнение к боковому скосу  $\sigma$ , создаваемому вихревой системой комбинации „крыло + фюзеляж“, дополнительное изменение бокового скоса потока, который обозначим  $\Delta\sigma_s$ . Для частичной компенсации угла  $\Delta\sigma_s$  во многих случаях используют небольшой угол установки киля  $\varphi_k$  ( $\varphi_k = 2...3^\circ$ ). Следует учитывать также то обстоятельство, что поперечные силы, действующие в плоскостях вращения воздушных винтов, расположенных перед крылом, увеличивают степень путевой статической неустойчивости самолета без вертикального оперения.

Учитывая вышеизложенное и пренебрегая моментом рыскания, который создают органы поперечного управления, уравнение путевой балансировки самолета на режиме прямолинейного установившегося скольжения с углом  $\beta_{\omega_{\text{доп}}}$  при максимальном угле отклонения руля направления  $\delta_{H_{\text{max}}}$  запишем следующим образом:

$$m_{Ry_{\beta_{\omega_{\text{доп}}}}}^{\beta} (\beta_{\omega_{\text{доп}}} + \sigma) + K_{\omega_{\text{доп}}} C_{z_{\omega_{\text{доп}}}}^{\beta_{\omega_{\text{доп}}}} \bar{S}_{\omega_{\text{доп}}} \times \bar{L}_{\omega_{\text{доп}}} (\beta_{\omega_{\text{доп}}} + \Delta\sigma_s + \varphi_k + \sqrt{\bar{S}_H} \delta_{H_{\text{max}}}) = 0. \quad (22)$$

Это уравнение представляет собой уравнение граничной линии, отражающей связь между относительной площадью вертикального оперения  $\bar{S}_{\omega_{\text{доп}}}$  и относительной площадью руля направления  $\bar{S}_H$  и ограничивающей область существования этих конструктивных параметров справа.

Уравнение граничной линии, ограничивающей область существования параметров  $\bar{S}_{\omega_{\text{доп}}}$  и  $\bar{S}_H$  слева, выражает условие путевой балансировки самолета в полете с несимметричной тягой. Расчетным случаем для турбовинтовых региональных самолетов обычно является путевая балансировка самолета на скорости отрыва на взлете. Так как в этом случае величина угла  $\beta_{\omega_{\text{доп}}}$  мала, а расход руля направления мак-

симален, то уравнение граничной линии с учетом принятых выше исходных положений может быть записано следующим образом:

$$\frac{P \cdot Z_m}{q \cdot S_{\text{кр}} \cdot \ell_{\text{кр}}} + K_{\omega_{\text{доп}}} C_{z_{\omega_{\text{доп}}}}^{\beta_{\omega_{\text{доп}}}} \bar{S}_{\omega_{\text{доп}}} \times \bar{L}_{\omega_{\text{доп}}} (\Delta\sigma_s + \varphi_k + \sqrt{\bar{S}_H} \delta_{H_{\text{max}}}) = 0. \quad (23)$$

Здесь  $P$  – тяга двигателя;  $Z_m$  – расстояние от оси тяги двигателя до центра тяжести самолета вдоль оси  $Z$ .

Типовой вид граничных линий, описываемых уравнениями (22) и (23), показан на рис. 6. С помощью этих граничных линий определяются значения параметров  $\bar{S}_{\omega_{\text{доп}}}$  и  $\bar{S}_H$ , а, следовательно, площадь руля направления  $S_H$  и его средняя хорда  $b_H$ .

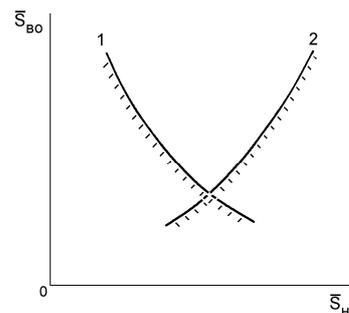


Рис. 6. Типовой вид граничных линий  $\bar{S}_{\omega_{\text{доп}}} = f(\bar{S}_H)$ : 1 – полет со скольжением при симметричной тяге двигателей; 2 – полет без скольжения при несимметричной тяге двигателей

Требования к максимальному (по абсолютной величине) значению производной коэффициента шарнирного момента руля направления по углу его отклонения  $m_{u_H}^{\delta_H}$  вытекает из требования норм к величине кратковременных максимальных усилий на педалях управления рулем направления  $P_{H_{\text{max}}}$  [1,

2]. Если  $m_{u_H}^{\beta_{\omega_{\text{доп}}}} \approx 0$ , то это требование имеет вид

$$P_{H_{\text{max}}} = \left| -K_{u_H} \cdot m_{u_H}^{\delta_H} \cdot \delta_{H_{\text{max}}} \times S_H \cdot b_H \cdot q_0 \right| \leq 81,72 \text{ кгс}, \quad (24)$$

где 
$$K_{u_H} = \frac{1}{57,3^\circ} \cdot \frac{\delta_{H_{\text{max}}}}{X_{H_{\text{max}}}}. \quad (25)$$

Полученное из (24) максимальное значение частной производной  $m_{u_n}^{\delta_n}$  представляется рациональным принимать в качестве искомого потребного значения этой производной  $m_{u_n}^{\delta_n}$ , так как в этом случае облегчается выполнение требования норм, которое заключается в том, что самолет должен обладать тенденцией к выходу из скольжения при освобождении педалей управления рулем направления, при этом желательно, чтобы величина диапазона углов отклонения руля направления от нейтральной, внутри которого самолет не обладает указанной тенденцией, была возможно меньшей. Величина этого диапазона  $\Delta\delta_n$  определяется уравнением

$$m_{u_n}^{\delta_n} \cdot \Delta\delta_n \cdot K_{u_n} \cdot S_n \cdot b_n \cdot q_0 = 2P_{nmp}, \quad (26)$$

где  $P_{nmp}$  – усилие трения в системе управления рулем направления.

Процедура определения относительных величин площадей роговой и осевой аэродинамических компенсаций и параметров кинематической сервокомпенсации руля направления, необходимых для получения требуемых значений частной производной  $m_{u_n}^{\delta_n}$ , не отличается от описанной выше процедуры для руля высоты. Опыт практического применения этой процедуры показал, что вследствие большой величины произведения  $K_{u_n} \cdot S_n \cdot b_n \cdot q_0$  потребные значения частной производной  $m_{u_n}^{\delta_n}$  в большинстве случаев оказываются неприемлемо малыми для стабильного получения этих значений с помощью кинематической сервокомпенсации в процессе производства и эксплуатации самолета. В таких случаях проблема решается применением схемы пружинного сервокомпенсатора [3, 5, 12].

В схеме пружинного сервокомпенсатора система управления имеет две степени свободы. Если усилия от собственного шарнирного момента сервоповерх-

ности пренебрежимо малы, а с помощью роговой аэродинамической компенсации значение частной производной  $m_{u_n}^{\beta_{\text{во}}}$  сведено к нулю, то уравнения равновесия системы управления рулем направления в схеме пружинного сервокомпенсатора имеют вид:

$$m_{u_n}^{\delta_n} \delta_n + m_{u_n}^{\tau_c} \cdot \tau_c + \frac{P_{np}(\tau_c)}{K_{u_n} S_n b_n q_0} = 0; \quad (27)$$

$$P_n = P_{np}(\tau_c), \quad (28)$$

где  $P_{np}(\tau_c)$  – приведенное к педалям усилие обжатия пружинной тяги, имеющей, как правило, значительную начальную затяжку.

Из уравнения (27) может быть найдено потребное значение частной производной  $m_{u_n}^{\tau_c}$ , необходимое для определения размеров сервоповерхности руля направления:

$$m_{u_n}^{\tau_c} = - \frac{m_{u_n}^{\delta_n} \delta_{n\max} + \frac{P_{np}(\tau_{c\max})}{K_{u_n} S_n b_n q_0}}{\tau_{c\max}}. \quad (29)$$

$$\text{Здесь } K_{u_n} = \frac{1}{57,3^\circ} \cdot \frac{\delta_{n\max}}{X_{n\max}(\delta_n)}, \quad (30)$$

где  $X_{n\max}(\delta_n)$  – максимальное перемещение педали, необходимое для отклонения руля направления на угол  $\delta_{n\max}$  при нейтральном положении сервоповерхности ( $\tau_c = 0$ ). Обычно

$$X_{n\max}(\delta_n) = 0,8 \dots 0,7 X_{n\max}.$$

В схеме пружинного сервокомпенсатора руль направления может быть отклонен на максимальный угол на любой скорости полета в пределах установленных для самолета ограничений. Это создает проблему больших нагрузок на вертикальное оперение. Проблема может быть решена путем введения автоматической системы ограничения максимального угла отклонения сервоповерхности  $\tau_{c\max}$  по сигналу скорости полета или сигналу угла отклонения закрылков.

### 3. Поперечная управляемость

Современные нормы требуют, чтобы до момента наступления сваливания самолета была обеспечена возможность создавать и устранять крен и рыскание прямым действием рычагами управления [1, 2]. Летчик оценивает действие по устранению крена как прямое, если в процессе этого действия коэффициент шарнирного момента элеронов, а, следовательно, и усилие на рычаге управления элеронами, не изменяет знак вплоть до достижения угла атаки сваливания  $\alpha_s$ . Это условие будет выполняться в том случае, когда срыв потока на крыле начинается вне элеронной части крыла, и при этом в момент начала срыва потока на крыле ( $\alpha = \alpha_{дон}$ ) элеронная часть крыла имеет некоторый запас  $\Delta\alpha_3(\bar{Z}_3)$  сверх допустимого угла атаки крыла  $\alpha_{дон}$ . Так как рекомендуется, чтобы величина запаса по углу атаки крыла между  $\alpha_s$  и  $\alpha_{дон}$  была не менее  $2...3^\circ$  [1], то в первом приближении примем такую же величину запаса и для угла  $\Delta\alpha_3(\bar{Z}_3)$ , измеренного в сечении крыла, соответствующем середине размаха элерона.

У прямого крыла конечного размаха угол атаки сечений крыла  $\alpha_{сеч}(\bar{Z})$  изменяется по размаху крыла. Методы расчета циркуляции, коэффициентов подъемной силы и углов атаки в сечениях по размаху крыла давно известны [13, 14]. Характер этих зависимостей определяется, в основном, сужением крыла. Для сужений крыла порядка  $2...3$ , обычно встречающихся на турбовинтовых региональных самолетах, типовая зависимость  $\alpha_{сеч}(\bar{Z})$  при отсутствии вращения по крену ( $\omega_x = 0$ ) иллюстрируется графиком 5, показанным на рис. 7.

На угле атаки крыла  $\alpha_{дон}$  углы атаки сечений крыла не должны превышать допустимых углов атаки профилей крыла, установленных в этих сечениях. Для случая  $\omega_x = 0$  это условие иллюстрируется графиками 5 и 2 рис. 7.

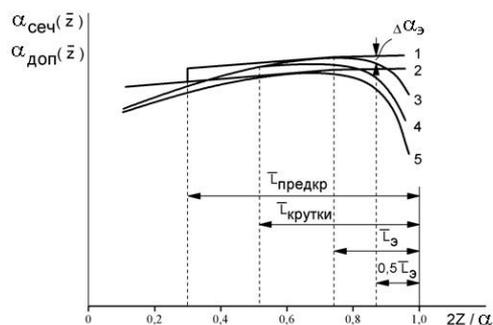


Рис. 7. Типовой вид зависимостей текущих и допустимых углов атаки сечений крыла от относительного размаха крыла:

- 1 —  $\alpha_{дон}(\bar{Z})$ , крыло с предкрылком;
- 2 —  $\alpha_{дон}(\bar{Z})$ , крыло без предкрылка;
- 3 —  $\alpha_{сеч}(\bar{Z})$  крыло без геометрической крутки,  $\omega_x \neq 0$ ;
- 4 —  $\alpha_{сеч}(\bar{Z})$  крыло с геометрической круткой,  $\omega_x \neq 0$ ;
- 5 —  $\alpha_{сеч}(\bar{Z})$  крыло без геометрической крутки,  $\omega_x = 0$ ;

При наличии вращения по крену у полукрыла, идущего вниз, углы атаки сечений крыла увеличиваются. На основании имеющегося опыта можно принять, что при создании и устранении крена в процессе приближения к сваливанию расход элеронов не должен превышать одной трети максимального расхода. Тогда увеличение угла атаки в сечениях опускающегося полукрыла в первом приближении можно рассчитать по формуле

$$\alpha_{сеч}(\omega_x) = 57,3^\circ \frac{Z}{V_0} \cdot \frac{m_x^{\delta_3}}{m_x^{\omega_x}} \cdot 0,3\delta_{3\max} \quad (31)$$

Типовая зависимость  $\alpha_{сеч}(\bar{Z})$  для случая  $\omega_x \neq 0$  иллюстрируется графиком 3, показанным на рис. 7. Видно, что наличие вращения вызывает отрыв потока на консольной части размаха крыла. Переместить начало отрыва потока к корню крыла и приблизить значения углов  $\alpha_{сеч}(\bar{Z})$  к значениям углов  $\alpha_{дон}(\bar{Z})$  можно введением геометрической крутки консольной части крыла (график 4 на рис. 7). Для окончательного решения проблемы могут понадобиться средства, увеличивающие допустимый угол атаки сечений крыла: отогнутый вниз носок крыла, фиксированная профилированная щель в носке крыла,

щелевой выдвигной предкрылок и др. [5, 15]. Увеличение допустимых углов атаки до требуемых значений с помощью выдвигного щелевого предкрылка на консольной части размаха крыла иллюстрируется графиком 1 на рис. 7. На этом же рисунке показан запас до допустимого угла атаки на середине элеронной части размаха крыла  $\Delta\alpha_{\varepsilon}$ . Этот запас обеспечивает линейное изменение коэффициента шарнирного момента элерона по углу атаки элеронной части крыла и, следовательно, отсутствие перемены знака усилий на рычаге управления элеронами при создании и устранении крена в процессе приближения самолета к сваливанию.

Характеристики поперечной управляемости турбовинтовых региональных самолетов должны соответствовать требованиям норм как в полете с симметричной тягой двигателей, так и в случае отказа одного из двигателей.

Так как в случае отказа двигателя к управляющему действию элеронов, отклоняемых летчиком, может быть добавлено действие интерцептора, отклоняемого на соответствующем полукрыле автоматической системой по сигналу отказа двигателя, то размеры элеронов можно определить, исходя из требований к характеристикам поперечной управляемости при симметричной тяге двигателей. Определяющим среди таких требований является требование обеспечить вывод самолета из установившегося разворота с креном  $30^\circ$  и ввод в разворот противоположного направления с креном  $30^\circ$  при повороте штурвала не более чем на  $90^\circ$  за время не более 7 с на различных режимах полета, в том числе и на режиме захода на посадку [1, 2]. Значение частной производной  $m_x^{\delta_{\varepsilon}}$ , обеспечивающее выполнение этого требования, в первом приближении можно определить из уравнения установившегося вращения самолета по крену

$$m_x^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_{x_{норм}} \frac{l_{кр}}{2V_{3.n}} + m_{x_{нотр}}^{\delta_{\varepsilon}} \delta_{\varepsilon_{max}} = 0. \quad (32)$$

$$\text{Здесь } \bar{\omega}_{x_{норм}} = \frac{\Delta \gamma_{норм}^\circ}{57,3^\circ t_{норм}} \cdot K_{неуст}, \quad (33)$$

где  $\Delta \gamma_{норм}^\circ = 60^\circ$ ;  $t_{норм} = 6$  с;  $K_{неуст} \approx 1,2$  ( $K_{неуст}$  – коэффициент, учитывающий замедляющее влияние поперечного момента инерции самолета).

Запас поперечного управления при боковом скольжении (вплоть до углов скольжения, которые могут потребоваться в обычных эксплуатационных условиях) должен допускать ограниченное маневрирование и парирование порывов ветра [1, 2]. Примем, что это требование выполняется, если на режиме прямолинейного установившегося скольжения самолета с симметричной тягой максимальный угол отклонения элеронов достигается одновременно с достижением максимального угла отклонения руля направления. Тогда максимально допустимую величину степени поперечной статической устойчивости самолета  $m_{x_{max}}^\beta$  можно определить из уравнения

$$m_{x_{max}}^\beta \beta_{max} + m_{x_{нотр}}^{\delta_{\varepsilon}} \delta_{\varepsilon_{max}} + m_x^{\delta_H} \delta_{H_{max}} = 0. \quad (34)$$

Степень поперечной статической устойчивости самолета обеспечивается выбором угла поперечного V крыла.

Вследствие невысокой надежности расчетных способов определения величины частной производной  $m_x^\beta$  для комбинации „крыло + фюзеляж“ при различном расположении крыла на фюзеляже (в схемах „высокоплан“ и „низкоплан“) этот выбор приходится выполнять по результатам испытаний модели проектируемого самолета в аэродинамических трубах при различных углах поперечного V крыла. Выбранное значение угла поперечного V крыла, обеспечивающее максимально допустимую степень поперечной статической устойчивости самолета, целесообразно принять в качестве основного значения для дальнейших расчетов, т.к. в этом случае облегчается выполнение требования норм к поперечной статической устойчивости самолета,

определяемой как тенденции поднять опущенный конец крыла при освобождении рычага поперечного управления в условиях скольжения [1, 2].

Имея значение частной производной  $m_{x_{номр}}^{\delta_\epsilon}$  можно с помощью известных методов определить геометрические параметры элерона  $S_\epsilon$  и  $b_\epsilon$ , необходимые для определения потребного значения частной производной коэффициента шарнирного момента элерона по углу его отклонения  $m_{u_\epsilon}^{\delta_\epsilon}$ . Требование к максимальному (по абсолютной величине) значению производной  $m_{u_\epsilon}^{\delta_\epsilon}$  вытекает из требований к величине максимальных кратковременных усилий на рычаге управления элеронами [1, 2]. Если с помощью роговой аэродинамической компенсации значение частной производной  $m_{u_\epsilon}^{\alpha_\epsilon}$  сведено к нулю, то при одинаковых значениях максимальных углов отклонения элерона вверх и вниз это требование записывается следующим образом:

$$P_{\epsilon_{\max}} = \left| -K_{u_\epsilon} \cdot m_{u_{\max}}^{\delta_\epsilon} \cdot \delta_{\epsilon_{\max}} \times \right. \\ \left. \times 2S_\epsilon \cdot b_\epsilon \cdot q_0 \right| \leq 23 \text{ кгс}, \quad (35)$$

где 
$$K_{u_\epsilon} = \frac{1}{57,3^\circ} \cdot \frac{\delta_{\epsilon_{\max}}}{X_{\epsilon_{\max}}}. \quad (36)$$

В формуле (36) максимальное значение линейного перемещения штурвала  $X_{\epsilon_{\max}}$  соответствует отклонению штурвала с выбранным радиусом на угол не более  $90^\circ$ .

Как и в случае руля направления, полученное максимальное значение частной производной  $m_{u_\epsilon}^{\delta_\epsilon}$  целесообразно принять в качестве искомого потребного значения этой производной, т.к. в этом случае уменьшается диапазон углов отклонения элеронов, внутри которого вследствие сил трения отсутствует тенденция поднять опущенный конец крыла на режиме скольжения при освобождении рычага управления элеронами.

Дальнейшая процедура определения величин от-

носительных площадей роговой и осевой аэродинамических компенсаций элеронов и параметров кинематической сервокомпенсации элеронов не отличается от изложенной ранее для руля высоты.

Используя полученные данные, следует проверить, выполняется ли при выбранном значении поперечного V крыла требование норм к боковой динамической устойчивости самолета, которое заключается в том, что связанные боковые колебания (типа „голландский шаг“) должны надежно демпфироваться при освобожденных рычагах управления и должны парироваться обычными действиями основными рычагами управления без необходимости применения исключительного мастерства пилота [1, 2]. Надежного демпфирования боковых колебаний самолета при освобожденных рычагах управления можно достичь включением имеющейся на самолете системы автоматического управления полетом или ее подсистемы (например, задействовать функцию только демпфера рыскания). Оценка сложности парирования боковых колебаний летчиком может быть дана только в процессе экспериментов на исследовательско-пилотажном стенде (ИПС). В случае получения неудовлетворительной оценки требуется изменение угла поперечного V крыла в сторону понижения степени поперечной статической устойчивости самолета. При этом несколько расширится диапазон углов отклонения элеронов, внутри которого самолет не будет обладать тенденцией к выходу из скольжения при освобождении рычага управления элеронами, что также должно быть оценено летчиком на ИПС.

Соответствие характеристик поперечной управляемости и поведения самолета требованиям норм для случая отказа двигателя обеспечивается, при необходимости, выбором размеров интерцептора и алгоритма автоматического управления им по сигналу отказа двигателя.

## Выводы

1. В изложенном методе определение типа и па-

раметров аэродинамической компенсации органов управления турбовинтового регионального самолета неразрывно связано с определением типа и параметров его хвостового оперения и органов управления.

2. Определение типа и параметров аэродинамической компенсации органов управления самолета базируется на закономерностях, установленных путем обобщения экспериментальных данных и отражающих условия линейного изменения коэффициентов шарнирных моментов органов управления по углу атаки и углу скольжения и углам отклонения органов управления и их сервоповерхностей.

3. При определении типа и параметров хвостового оперения и органов управления самолета наряду с использованием закономерностей, относящихся к шарнирным моментам органов управления, используется метод, позволяющий достаточно корректно определять влияние работающих турбовинтовых двигателей на продольные аэродинамические характеристики самолета и степень его продольной статической устойчивости, в том числе при различном расположении горизонтального оперения относительно струй воздушных винтов.

4. Метод предназначен для использования на раннем этапе проектирования турбовинтовых региональных самолетов.

## Литература

1. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Ч. 25 Авиационных правил Межгосударственного авиационного комитета (АП-25).
2. Нормы летной годности Европейского союза 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. Hoerner S.F., Borst H.V. *Fluid-Dynamic Lift*. – Brick Town, NJ, 1975. – 344 p.
5. Торенбик Э. *Проектирование дозвуковых самолетов*. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
6. Аэродинамика и летно-технические характеристики самолетов авиации общего назначения / В.Г. Микеладзе, Ю.С. Михайлов, Л.П. Федоров и др. // *ЦАГИ – основные этапы научной деятельности* / Под ред. Г.С. Бюшгенса, 1993-2003. – М.: Физматгиз, 2003. – С. 116-124.
7. Микеладзе В.Г. Аэродинамика органов управления // *Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов* / Под ред. Г.С. Бюшгенса. – Издательский отдел ЦАГИ – Авиаиздательство КНР. – Москва-Пекин, 1995. – С. 236-265.
8. Пустовойтов В.П. Теоретическое исследование влияния взаимного расположения горизонтального оперения и струй воздушных винтов на продольную статическую устойчивость турбовинтового регионального самолета-высокоплана // *Аэродинамика: проблемы и перспективы*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т „ХАИ“, 2006. – Вып. 2. – С. 142-160.
9. Остославский И.В., Калачев Г.С. *Продольная устойчивость и управляемость самолета*. – М.: Оборонгиз, 1951. – 367 с.
10. Петров К.П. *Аэродинамика элементов летательных аппаратов*. – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с.
11. Святодух В.К., Шелюхин Ю.Ф. *Проблемы безопасности полета самолетов гражданской авиации // Современные проблемы динамики и управления летательных аппаратов: Труды ЦАГИ*. – М.: ЦАГИ, 2001. – Вып. 2649. – С. 17-24.
12. Эткин Б. *Динамика полета: устойчивость и управляемость* / Под ред. В.Г. Микеладзе. – М.: Машиностроение, 1964. – 494 с.
13. *Аэродинамика крыла: Руководство для конструкторов*. Т. 1 // БНТ ЦАГИ. – 1943. – 113 с.
14. Soule H.A., Anderson R.F. *Design charts relating to the stalling of tapered wings* // *NACA Report 703*. – 1940.
15. *Авиация общего назначения: Рекомендации для конструкторов* / Под ред. В.Г. Микеладзе. – Изд-во АО „Аэрокон“, 1996. – 362 с.

*Поступила в редакцию 13.09.2007*

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