

УДК 629.735.33.015.017.28.3.025.035

**В.П. ПУСТОВОЙТОВ***Государственное предприятие „АНТОНОВ“, Украина***О ФОРМИРОВАНИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПЕНСАЦИИ  
ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ТУРБОВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ  
НА ЭТАПЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ**

*Излагается процедура, позволяющая определять сочетание осевой, роговой и серво-компенсаций органов управления турбовинтовых самолетов и значения относительных площадей этих аэродинамических компенсаций на этапе предварительного проектирования. Значения относительных площадей аэродинамических компенсаций рекомендуется определять из следующих условий: невыход контура носка органа управления за контур профиля несущей поверхности (осевая компенсация); равенство нулю угла наклона зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки или угла скольжения несущей поверхности (роговая компенсация); получение требуемых значений угла наклона зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла его отклонения (кинематическая сервокомпенсация); обеспечение максимального угла отклонения органа управления (пружинная сервокомпенсация и серворулевая компенсация).*

**Ключевые слова:** турбовинтовой самолет, несущая поверхность, орган управления, угол схода, контур профиля, аэродинамическая компенсация, осевая, роговая и серво-компенсации, относительная площадь компенсации, коэффициент шарнирного момента.

**Введение**

В настоящее время формирование аэродинамической компенсации органов управления турбовинтовых самолетов, имеющих безбустерную систему управления, на этапе предварительного проектирования производится путем расчета характеристик управляемости самолета по усилиям для различных вариантов сочетания типов и параметров аэродинамических компенсаций органов управления, т.е., по существу, методом „проб и ошибок“.

Для достижения желаемой цели – получения требуемых характеристик управляемости самолета – приходится тратить много времени, экономию которого дает, в основном, накопленный опыт проектирования.

Очевидно, рационально разработать процедуру, которая приводила бы к требуемому результату более эффективным способом.

**Постановка задачи.** Разработать процедуру формирования аэродинамической компенсации органов управления турбовинтовых самолетов на этапе предварительного проектирования, позволяющую определять сочетание типов аэродинамической компенсации органов управления (осевой, роговой и серво-компенсаций) и значения ее параметров (относительных площадей осевой, роговой и серво-компенсаций).

**1. Выбор параметров несущей  
поверхности**

Известно, что чем в более широком диапазоне углов атаки или скольжения несущих поверхностей и углов отклонения органов управления, расположенных на этих поверхностях, сохраняется линейность шарнирных моментов органов управления, тем более высокую оценку характеристик управляемости самолета по усилиям дает летчик. Известно также, что на линейность характеристик шарнирных моментов органов управления существенно влияет величина угла между касательными к верхней образующей и нижней образующей контура профиля несущей поверхности в области хвостика органа управления (угла схода  $\sigma$ ) [1]. Накопленные экспериментальные данные свидетельствуют о том, что для получения линейных характеристик шарнирных моментов органов управления величина этого угла не должна превышать  $\sim 11^\circ$  [1, 2]. Выбор профилей горизонтального и вертикального оперений с учетом этого требования обычно не встречает затруднений. Давно применяемые на элеронных частях крыльев турбовинтовых самолетов профили имеют большую величину угла схода ( $\sigma \approx 16 \dots 18^\circ$ ), вследствие чего зависимости коэффициентов шарнирных моментов элеронов от угла атаки крыла нелинейны. Приемлемую величину угла схода  $\sigma$  имеют новые высоконе-

сущие малоскоростные и умеренноскоростные профили крыла, которые характеризуются, в частности, вогнутостью нижнего контура профиля в области элерона [3].

## 2. Определение параметров осевой аэродинамической компенсации

В основу аэродинамической компенсации органов управления турбовинтовых самолетов обычно полагается наиболее широко применяемая осевая аэродинамическая компенсация. Линейность изменения коэффициента шарнирного момента органа управления по углу его отклонения обеспечивается, если контур носка органа управления не выходит или незначительно выходит за контур профиля несущей поверхности [2, 4]. Этим условием и определяется величина относительной хорды, а, следовательно, и относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления, а также форма его носка. Практика показала, что условие невыхода контура носка обычного (нещелевого) органа управления (руля высоты, руля направления) за контур профилей несущих поверхностей (горизонтального, вертикального оперений), имеющих углы схода  $\sigma \approx 11^\circ$ , выполняется при умеренных значениях относительной площади осевой аэродинамической компенсации ( $\bar{S}_{o.k} \approx 0,18 \dots 0,2$ ) и умеренно „полных“ носках органов управления (эллиптической формы). При применении современных высококонесущих малоскоростных и умеренноскоростных профилей с углами схода  $\sim 11^\circ$ , применяемых в элеронных частях крыла и характеризующихся вогнутостью нижнего профиля в области элерона, выполнить указанное условие, сохранив обычное расположение оси вращения элерона вблизи плоскости хорд крыла, затруднительно. Очевидным решением является смещение оси вращения элерона вниз и переход к элерону щелевого типа.

Определив величину относительной площади осевой аэродинамической компенсации из условия невыхода контура носка органа управления за контур профиля несущей поверхности, по формуле из [2]:

$$m_{ш. о.к}^{\delta} = -0,1 \bar{S}_{o.y} (1 - 4,5 \bar{S}_{o.k}^{\frac{3}{2}}) C_y^{\alpha*} \quad (1)$$

можно рассчитать величину частной производной шарнирного момента органа управления по углу его отклонения. Так как условие невыхода контура носка органа управления за контур несущей поверхности выполняется, то полученная частная производная  $m_{ш. о.к}^{\delta}$  характеризует наклон зависимости

$m_{ш. о.к} = f(\delta)$  практически во всем диапазоне углов отклонения органа управления как обычного, так и щелевого типа [2].

## 3. Определение параметров роговой аэродинамической компенсации

Роговая аэродинамическая компенсация является основным средством влияния на наклон зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки или угла скольжения несущей поверхности. Это влияние выражается частной производной  $m_{ш. р.к}^{\alpha*}$  [2]. Известно, что большие отрицательные и большие положительные значения частной производной  $m_{ш. р.к}^{\alpha*}$  неприемлемы. Поэтому величину относительной площади роговой аэродинамической компенсации органа управления, имеющего осевую аэродинамическую компенсацию, целесообразно принять такой, чтобы значение частной производной  $m_{ш. (о.к+р.к)}^{\alpha*}$  органа управления с осевой и роговой аэродинамическими компенсациями было равно нулю. Это условие записывается следующим образом:

$$m_{ш. о.к}^{\alpha*} + m_{ш. р.к}^{\alpha*} = 0. \quad (2)$$

При известной величине и знаке частной производной  $m_{ш. о.к}^{\alpha*}$  уравнение (2) определяет требуемую величину и знак частной производной  $m_{ш. р.к}^{\alpha*}$ . Так как величина относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления определена, то значение частной производной  $m_{ш. о.к}^{\alpha*}$  можно рассчитать по формуле из [2]:

$$m_{ш. о.к}^{\alpha*} = -0,18 \bar{S}_{o.y} (1 - 3 \bar{S}_{o.k}) C_y^{\alpha*}, \quad (3)$$

в которой для случая щелевого элерона эмпирический коэффициент 0,18 следует увеличить до 0,3.

Из (2) следует, что

$$m_{ш. р.к}^{\alpha*} = -m_{ш. о.к}^{\alpha*}.$$

Тогда с помощью формулы из [2]:

$$m_{ш. р.к}^{\alpha*} = 0,037 \bar{S}_{р.к} + 0,1 \bar{S}_{р.к}^2 \quad (4)$$

можно рассчитать требуемую величину относительной площади роговой аэродинамической компенсации открытого типа. Для случая щелевого элерона эмпирический коэффициент 0,1 в формуле (4) следует увеличить до 0,6.

Введение роговой аэродинамической компенсации в дополнение к осевой приводит к уменьше-

нию угла наклона зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления с осевой аэродинамической компенсацией от угла его отклонения практически во всем диапазоне углов отклонения органа управления на величину, которая рассчитывается по формуле из [2]:

$$m_{ш.р.к}^{\delta} = 0,022 \bar{S}_{р.к} + 0,1 \bar{S}_{р.к}^2. \quad (5)$$

В этой формуле для случая щелевого элерона эмпирический коэффициент 0,1 следует увеличить до 0,4.

#### 4. Характеристики шарнирных моментов органа управления с осевой и роговой аэродинамическими компенсациями

Угол наклона зависимости  $m_{ш(о.к+р.к)} = f(\delta)$  для органа управления с осевой и роговой аэродинамическими компенсациями, параметры которых определены описанным в разделах 2 и 3 способом, практически во всем диапазоне углов отклонения органа управления будет определяться суммой частных производных  $m_{ш.о.к}^{\delta}$  и  $m_{ш.р.к}^{\delta}$ :

$$m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta} = m_{ш.о.к}^{\delta} + m_{ш.р.к}^{\delta}. \quad (6)$$

В диапазоне углов атаки (скольжения) несущей поверхности, которому соответствует линейное изменение коэффициента шарнирного момента органа управления по углу атаки (скольжения), частная производная  $m_{ш(о.к+р.к)}^{\alpha*}$  по условию (2) равна нулю:

$$m_{ш(о.к+р.к)}^{\alpha*} = 0.$$

#### 5. Определение параметров сервокомпенсации

Потребное значение частной производной  $m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta}$  можно получить из нормируемых характеристик управляемости самолета по усилиям [5]. Если абсолютная величина частной производной  $m_{ш(о.к+р.к)потр}^{\delta}$  меньше абсолютной величины частной производной, определяемой уравнением (6), то дальнейшее уменьшение абсолютной величины частной производной  $m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta}$  может быть достигнуто с помощью кинематического сервокомпенсатора:

$$m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta} + K_{с-к} m_{ш.с}^{\tau_c} = m_{ш(о.к+р.к)потр}^{\delta}. \quad (7)$$

Задавшись коэффициентом  $K_{с-к}$ , абсолютная

величина которого не должна превышать отношения величины угла  $\tau_{с.маx}$  к величине угла  $\delta_{маx}$ , из уравнения (7) можно определить требуемое значение частной производной  $m_{ш.с}^{\tau_c}$ . На основе этого значения с помощью формулы из [2]:

$$m_{ш.с}^{\tau_c} = -0,0374 \bar{S}_c + 0,1 \bar{S}_c^2 \quad (8)$$

можно рассчитать требуемую величину относительной площади сервокомпенсатора  $\bar{S}_c$ .

Если абсолютное значение частной производной  $m_{ш(о.к+р.к)потр}^{\delta}$  столь мало, что не может быть стабильно реализовано с помощью кинематического сервокомпенсатора в обычной схеме безбустерной системы штурвального управления, имеющей одну степень свободы, то рассматриваются более сложные схемы безбустерной СШУ, имеющие две степени свободы. В случае пружинного сервокомпенсатора требуемое значение частной производной  $m_{ш.с}^{\tau_c}$  определяется из уравнения, заимствованного из [5], которое в принятых в настоящей статье обозначениях имеет вид

$$m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta} \delta_{маx} + (m_{ш.с}^{\tau_c} + \frac{P_{пр}^{\tau_c}}{K_{ш.н} \cdot S_{о.у} \cdot b_{о.у} \cdot q \cdot K_s}) \tau_{с.маx} = 0. \quad (9)$$

В случае серворулевой схемы, когда жесткость пружины пружинного сервокомпенсатора  $P_{пр}^{\tau_c}$  равна нулю, требуемое значение частной производной  $m_{ш.с}^{\tau_c}$  определяется из уравнения

$$m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta} \delta_{маx} + m_{ш.с}^{\tau_c} \tau_{с.маx} = 0. \quad (10)$$

#### 6. Проверка параметров аэродинамической компенсации органов управления в области больших углов атаки и скольжения несущих поверхностей

Результаты, изложенные в предыдущих разделах, получены для диапазона углов атаки (скольжения) несущей поверхности, в котором зависимость коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки (скольжения) несущей поверхности линейна. В работе [2] показано, что для обычного (нещелевого) органа управления, имеющего осевую аэродинамическую компенсацию, диапазон линейного изменения коэффициента шарнирного момента органа управления по углу атаки (скольжения) несущей поверхности соответствует диапазону углов атаки (скольжения), в котором линейна зави-

симось коэффициента подъемной (боковой) силы несущей поверхности по ее углу атаки (скольжения).

Из работы [2] следует также, что угол атаки (скольжения), при котором нарушается линейность зависимости коэффициента подъемной (боковой) силы несущей поверхности от угла ее атаки (скольжения) (угол  $\alpha_L^*$ ) в реальных компоновках существенно меньше угла атаки (скольжения), который соответствует максимальному значению коэффициента подъемной (боковой) силы несущей поверхности (угол  $\alpha_s^*$ ). У турбовинтовых самолетов с безбустерной системой штурвального управления схема оперения, тип органов управления и их размеры выбираются таким образом, чтобы при нормируемых эволюциях самолета на участках несущих поверхностей, обслуживаемых органами управления, углы атаки (скольжения) не превышали допустимых углов  $\alpha_{доп}^*$ , значения которых выбираются на 2...3° меньшими, чем значения углов  $\alpha_s^*$ . Существующие нормы летной годности гражданских самолетов транспортной категории [6, 7] требуют, чтобы при упомянутых эволюциях самолета усилия на рычагах управления самолетом оставались прямыми. Это означает, что при всех углах атаки (скольжения) несущих поверхностей, включая углы  $\alpha_{доп}^*$ , коэффициенты шарнирных моментов соответствующих органов управления не должны изменять знак.

Так как при нормируемых эволюциях самолета углы атаки (скольжения) его несущих поверхностей могут быть больше углов атаки (скольжения), при которых нарушается линейность зависимостей коэффициентов подъемной (боковой) силы этих поверхностей от их углов атаки (скольжения), то при определении усилий на рычагах управления самолетом следует учитывать приращения шарнирных моментов органов управления  $\Delta m_{ш}(\alpha^*)$ , вызванные нелинейностью зависимостей  $m_{ш} = f(\alpha^*)$  в области больших углов атаки (скольжения).

Примем, что угол наклона зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки (скольжения) несущей поверхности на линейном участке этой зависимости сведен к нулю средствами осевой и роговой аэродинамических компенсаций в соответствии с подходом, изложенным в разделе 3. Как следует из работы [2], у органов управления с осевой и роговой аэродинамическими компенсациями приращение коэффициента шарнирного момента органа управления к линейной

части этого коэффициента при угле атаки (скольжения)  $\alpha_s^*$  определяется, в основном, осевой аэродинамической компенсацией.

Величина этого приращения  $\Delta m_{ш, s}$  слабо зависит от величины относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления и в случае обычных (нечелевых) органов управления может быть принята равной 0,04 для отрицательных значений угла  $\alpha_s^*$  и -0,04 для положительных значений угла  $\alpha_s^*$ . Для щелевых органов управления величина приращения  $\Delta m_{ш, s}$  существенно меньше ( $\pm 0,005 \dots 0,01$ ).

На основании вышеизложенного для органов управления, осевая и роговая компенсации которых сформированы в соответствии с процедурой, изложенной в разделах 2...4, нелинейное приращение коэффициента шарнирного момента органа управления к линейной части этого коэффициента в области больших углов атаки или скольжения можно представить кривыми, показанными на рис. 1.

Для обычной схемы безбустерной системы штурвального управления условие отсутствия перемены знака усилий на рычаге управления при эволюциях самолета, вызванных положительными приращениями угла отклонения органа управления  $\Delta \delta_{эв}$  может быть записано следующим образом:

$$m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta} \Delta \delta_{эв} + \Delta m_{ш}(\alpha^*) < 0. \quad (11)$$

При эволюциях самолета, вызванных отрицательными приращениями угла отклонения органа управления, это условие записывается следующим образом:

$$m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta} \Delta \delta_{эв} + \Delta m_{ш}(\alpha^*) > 0. \quad (12)$$

В неравенствах (11) и (12)  $\Delta \delta_{эв}$  – приращение угла отклонения органа управления, необходимое для выполнения нормируемых эволюций (вывод самолета на сваливание, создание нулевой вертикальной перегрузки в посадочной конфигурации, создание скольжения полным перемещением педалей, создание требуемой угловой скорости при переключке самолета из крена в крен и др.). При этих эволюциях значения углов атаки (скольжения) не превышают значений угла  $\alpha_{доп}^*$  и, следовательно, значения приращений  $\Delta m_{ш}(\alpha^*)$  не превышают значений  $\Delta m_{ш}(\alpha_{доп}^*)$  (рис. 1).

Проанализируем неравенства (11) и (12) с привлечением графиков, представленных на рис. 1.

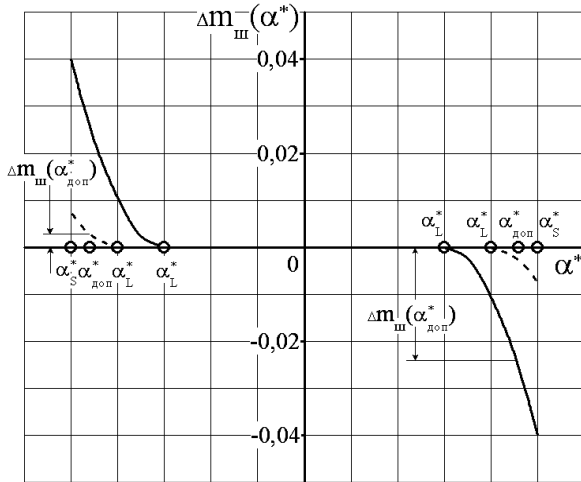


Рис. 1. Зависимость нелинейного приращения коэффициента шарнирного момента органа управления к линейной части этого коэффициента от угла атаки (скольжения) несущей поверхности:

— обычный орган управления с осевой аэродинамической компенсацией (РВ, РН);

- - - целевой орган управления с осевой аэродинамической компенсацией (ЭЛ);

$\alpha_L^*$  — значение угла атаки (скольжения) несущей поверхности, соответствующее началу нелинейности зависимостей коэффициента подъемной силы несущей поверхности и коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки (скольжения) несущей поверхности;

$\alpha_S^*$  — значение угла атаки (скольжения) несущей поверхности, соответствующее максимальному значению коэффициента подъемной силы несущей поверхности;

$\alpha_{доп}^*$  — допустимое значение угла атаки (скольжения) несущей поверхности ( $\alpha_{доп}^* = \alpha_S^* - 2...3^\circ$ )

Трудности в выполнении условий, выраженных этими неравенствами, возрастают с возрастанием абсолютной величины коэффициента  $\Delta m_{ш}(\alpha^*)$ , т.е. в тех случаях, когда текущие углы атаки (скольжения) участков несущих поверхностей, обслуживаемых органами управления, превышают значения углов  $\alpha_L^*$  и приближаются к углам  $\alpha_{доп}^*$ . Трудности также возрастают при удалении значений углов  $\alpha_L^*$  от значений углов  $\alpha_S^*$ , т.е. в тех случаях, когда на участках несущих поверхностей, обслуживаемых органами управления, рано возникают местные отрывы потока (диффузорные отрывы, отрывы вследствие влияния щелей, вырезов и т.п.). При прочих равных условиях трудности возрастают и с уменьшением абсолютной величины частной производной

$m_{ш(о.к+р.к)потр}^\delta$ , для получения которой на самолетах средних и больших размеров с обычной схемой безбустерной СШУ используется кинематический сервокомпенсатор. Трудности отмечаются также, если значения приращений  $\Delta \delta_{эв}$  малы (задние центровки, большое уменьшение степени продольной статической устойчивости вследствие влияния работы турбовинтовых двигателей, уменьшение степени продольной статической устойчивости и поперечного демпфирования самолета при приближении к сваливанию и др.).

Проведенный анализ сохраняет силу и для схемы пружинного сервокомпенсатора, т.к. усилие на рычаге управления самолетом в этой схеме, как и в обычной схеме безбустерной СШУ, прямо пропорционально коэффициенту шарнирного момента органа управления.

В серворулевой схеме приращение  $\Delta m_{ш}(\alpha^*)$  должно быть несущественным, т.к. оно вызывает дополнительное отклонение органа управления в процессе эволюции самолета, которое летчик оценивает как „самопроизвольное“ и „неожиданное“.

Если при применении безбустерной СШУ в качестве основной системы управления самолетом выполнить условия (11) и (12) не удастся, то рассматривается применение безбустерной СШУ в качестве резервной системы управления. В этом случае величину приращения  $\Delta m_{ш}(\alpha^*)$  можно существенно уменьшить или вовсе свести к нулю, введя в Летное руководство самолета ограничения на конфигурацию и параметры движения самолета, выполнение которых сужает диапазон углов атаки (скольжения), используемых в резервном режиме управления, до пределов, внутри которых характеристики шарнирных моментов органов управления линейны (ограничение угла отклонения закрылков на посадке, ограничение приращений вертикальной перегрузки при маневрах, ограничение величины перемещения педалей при создании скольжений, повышение скоростей полета для увеличения запасов до сваливания и др.).

### Заключение

Предложена процедура формирования аэродинамической компенсации органов управления турбовинтовых самолетов, позволяющая определять сочетание осевой, роговой и серво-компенсаций их органов управления и значения относительных площадей этих аэродинамических компенсаций. Предложенную процедуру рекомендуется использовать

при оценке возможности применения безбустерной системы управления на турбовинтовом самолете на этапе предварительного проектирования и при разработке технических заданий на проектирование моделей для исследования характеристик шарнирных моментов органов управления самолета в аэродинамических трубах.

### Литература

1. Петров К.П. *Аэродинамика элементов летательных аппаратов* / К.П. Петров. – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с.
2. Пустовойтов В.П. *К расчету характеристик шарнирных моментов органов управления турбовинтовых самолетов* / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 6 (63). – С. 5-18.
3. Болсуновский А.Л. *Аэродинамика профилей* / А.Л. Болсуновский, С.В. Ляпунов // *ЦАГИ – основные этапы научной деятельности 1993-2003*. – М.: ФИЗМАТГИЗ, 2003. – С. 62-69.

ные этапы научной деятельности 1993-2003. – М.: ФИЗМАТГИЗ, 2003. – С. 62-69.

4. Микеладзе В.Г. *Аэродинамика органов управления* / В.Г. Микеладзе // *Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов* / Под ред. Г.С. Бюшгенса. – Издательский отдел ЦАГИ – Авиаиздательство КНР. – Москва-Пекин, 1995. – С. 236-265.

5. Пустовойтов В.П. *Метод получения требуемых характеристик управляемости турбовинтовых региональных самолетов* / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 6 (42). – С. 5-13.

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

7. *Нормы летной годности Европейского союза для больших самолетов (CS-25)*.

Поступила в редакцию 18.05.2010

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.В. Тюрев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“, Харьков, Украина.

### ПРО ФОРМУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ КОМПЕНСАЦІЇ ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ ТУРБОГВИНТОВИХ ЛІТАКІВ НА ЕТАПІ ПОПЕРЕДНЬОГО ПРОЕКТУВАННЯ

*В.П. Пустовойтов*

Подається процедура, яка дозволяє визначити поєднання осьової, рогової та серво-компенсацій органів керування турбогвинтових літаків і значення відносних площ цих аеродинамічних компенсацій на етапі попереднього проектування. Значення відносних площ аеродинамічних компенсацій рекомендується визначити із таких умов: невихід контура носка органа керування за контур профілю несучої поверхні (осьова компенсація); рівність нулю кута нахилу залежності коефіцієнта шарнірного моменту органа керування від кута атаки чи кута ковзання несучої поверхні (рогова компенсація); одержання потрібних значень кута нахилу залежності коефіцієнта шарнірного моменту органа керування від кута його відхилення (кінематична серво-компенсація); забезпечення максимального кута відхилення органа керування (пружинна сервокомпенсація і серворульова компенсація).

**Ключові слова:** турбогвинтовий літак, несуча поверхня, орган керування, кут сходу, контур профілю, аеродинамічна компенсація, відносна площа компенсації, коефіцієнт шарнірного моменту.

### ON FORMING OF AERODYNAMIC BALANCE FOR TURBOPROP AIRPLANE'S CONTROL SURFACES AT THE PRELIMINARY DESIGN PHASE

*V.P. Pustovoytov*

A procedure is described permitting to determine combinations of the aerodynamic, horn and servo balance for control surfaces of turboprop airplanes and the values of relative areas of these types of control surface balancing at the preliminary design stage. The relative area values for the aerodynamic balance options are recommended to be determined based on the following provisions: control surface leading edge contour sinking within the contour of the lifting surface (aerodynamic balance); control surface hinge-moment coefficient – to – lifting surface angle of attack or sideslip angle relation incidence equaling zero (horn balance); obtaining the required values of incidence of the control surface hinge-moment coefficient – to – its deflection angle relation (geared-trim tab servo balance); providing a maximum control deflection angle (spring-tab servo balance and control-tab servo balance).

**Key words:** turboprop airplane, lifting surface, control surface, angle of throat, contour of profile, aerodynamic balance, relative area of balance, hinge moment coefficient.

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