

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ЛЬОТНА АКАДЕМІЯ
НАЦІОНАЛЬНОГО АВІАЦІЙНОГО УНІВЕРСИТЕТУ

**МАТЕРІАЛИ
VIII Міжнародної
науково-практичної
конференції**

*"Управління високошвидкісними рухомими об'єктами
та професійна підготовка операторів
складних систем"*

20 грудня 2019 року

Кропивницький, 2019

Влияние изменения положения закрылков на характеристики продольной балансировки и устойчивости самолета Ан-26

При выпуске закрылков увеличивается подъемная сила крыла $Y_{кр}$, а центр давления крыла смещается назад, следовательно, растет пикирующий момент крыла $M_{кр}$. Одновременно усиливается снос потока за крылом \mathcal{E} , увеличивается отрицательный угол атаки горизонтального оперения (ГО) – $\alpha_{ГО}$, а также его подъемная сила $Y_{ГО}$, направленная вниз, и ее кабрирующий момент $M_{ГО}$.

Соотношение указанных продольных моментов таково, что в первоначальный момент начала выпуска закрылков продольная балансировка самолета не нарушается (самолет не получает стремления поднять или опустить нос), он будет только приподниматься вверх, уменьшая угол планирования. Это происходит под действием прироста подъемной силы самолета Y , т.к. подъемная сила, направленная вверх, увеличивается на большую величину, чем подъемная сила ГО, направленная вниз. Появляется вертикальная скорость V_y , направленная вверх и говорят, что «самолет вспухает». В процессе движения самолета вверх отрицательный угол атаки ГО – $\alpha_{ГО}$ и его кабрирующий момент $M_{ГО}$ будут увеличиваться и самолет начнет поднимать нос (увеличивать угол атаки).

Если использовать понятие аэродинамический фокус самолета, то поведение самолета будет аналогичным. При отклонении закрылков фокус крыла смещается назад, а фокус горизонтального оперения – вперед из-за увеличения скоса потока в области ГО. Преобладающим будет смещение фокуса ГО, поэтому фокус самолета при выпуске закрылков смещается вперед и степень продольной устойчивости снижается.

Чтобы не допускать опасного увеличения $\alpha_{с-та}$ и его ухода с траектории, пилот должен уменьшить угол атаки и коэффициент C_y самолета, отдавая соразмерно выходу закрылков, штурвал от себя. В этом случае самолет поворачивается относительно поперечной оси OZ , угол атаки крыла $\alpha_{кр}$ уменьшается, а отрицательный угол $\alpha_{ГО}$ увеличивается.

При одинаковой скорости полета у самолета с меньшим полетным весом по сравнению с более тяжелым самолетом угол атаки крыла $\alpha_{кр}$ будет меньше, а отрицательный угол атаки $\alpha_{ГО}$ больше. Т.е. более легкий самолет «вспухает» и увеличивает $\alpha_{с-та}$ более интенсивно.

Чтобы не допустить выхода ГО на большие отрицательные углы атаки и приближения самолета к «предклевковому» состоянию, ограничивают скорости полета с выпущенными закрылками: $\delta_3 = 15^\circ V_{ПП}$ не более 320 км/ч, а с $\delta_3 = 38^\circ V_{ПП}$ не более 265 км/ч.

При заходе на посадку выпуск закрылков выполняют в два этапа: сначала на $\delta_3 = 15^\circ V_{ПП} = 290\text{--}320$ км/ч, а затем на $\delta_3 = 38^\circ V_{ПП} = 250\text{--}265$ км/ч. В процессе выпуска закрылков давящие усилия на штурвале растут: $\delta_3 = 15^\circ$ усилия 30-40 кГ, $\delta_3 = 38^\circ$ усилия 8-10 кГ. Поэтому закрылки выпускают импульсами по 5° с обязательным триммированием самолета триммером РВ. Так как скорость при выпуске закрылков на $\delta_3 = 15^\circ$ больше, чем при выпуске на $\delta_3 = 38^\circ$, то и «вспухание» самолета, а также усилия на штурвале будут более заметны при выпуске закрылков на 15° .

При уборке закрылков центр давления крыла смещается вперед, уменьшается подъемная сила крыла $Y_{кр}$, а также уменьшается отрицательный угол атаки ГО – $\alpha_{ГО}$ и уменьшается подъемная сила ГО $Y_{ГО}$. Фокус самолета сместится назад, что увеличит продольную устойчивость. Уменьшение подъемной силы приводит к появлению вертикальной скорости снижения, увеличению угла атаки и просадке самолета. Самолет, проявляя свойство устойчивости, стремится сохранить угол атаки, опускает нос и переходит на траекторию снижения, если не парировать просадку самолета. При этом за 7-9 сек самолет теряет высоту около 200-250 м.

Чтобы этого не допустить (опасного увеличения $\alpha_{c-ма}$ и потери $V_{пол}$) уборку закрылков производят импульсами в три приема на высоте не менее 120 м (а при температуре наружного воздуха ТНВ -10°C и ниже — не менее 140 м) и скорости $V_{ПР} = 280-290$ км/ч. Уборка производится с обязательной перебалансировкой самолета (соразмерно штурвал «на себя») с одновременным увеличением скорости полета к концу уборки закрылков до $V_{ПР} = 310$ км/ч. Не отвлекаться от управления самолетом, проявляя повышенное внимание своевременной перебалансировке руля высоты (РВ) триммированием.

Помнить, что желание сохранить прежний угол набора увеличением тангажа (путем излишнего взятия штурвала «на себя») без увеличения скорости приведет к росту лобового сопротивления, уменьшению избытка тяги, увеличению угла атаки и уменьшению угла набора высоты и скорости.

Анализ поведения самолета Ан-26 при уборке закрылков с 15° до 0° в один прием показывает, что подъемная сила крыла Y уменьшается примерно на 60 %, при этом фокус самолета смещается назад на 5,5 % САХ, а отрицательная подъемная сила ГО — $Y_{ГО}$ уменьшается. В результате, уменьшается угол набора и происходит разгон скорости.

Если пилот не вмешивается в управление, то самолет, уменьшая угол атаки, переходит на снижение. При уборке закрылков в три приема процесс снижения происходит более плавно, чем при уборке в один прием.

Для продолжения набора высоты в процессе уборки закрылков, необходимы перебалансировка и увеличение скорости полета. Компенсация пикирующего момента обеспечивается отклонением руля высоты (РВ) вверх на $2,5^{\circ}$ (взятие штурвала «на себя») по сравнению с его положением при $\delta_3 = 15^{\circ}$. Только благодаря этому компенсируется пикирующий момент из-за смещения фокуса самолета назад и за счет уменьшения отрицательной $Y_{ГО}$.

Исследования показывают, что при уборке закрылков в один прием на не рекомендованных скоростях и невмешательстве экипажа в управление самолетом, через 3-4 сек самолет переходит из набора высоты в снижение и через 7 сек потеря высоты составляет 200–250 м. При этом $V_{ПР}$ достигает 380–400 км/ч, угол снижения $10-15^{\circ}$, а вертикальная скорость $V_{усн}$ увеличивается до 20 м/с. Для вывода самолета в режим горизонтального полета требуются тянущие «на себя» усилия на штурвале до 60 кг при этом перегрузка составляет $n_y = 1,1 \div 1,8$ ед.