

Введение

*"Учитесь на чужих ошибках - вам не хватит жизни,
чтобы самим совершить все эти ошибки",*

Р.К.Квонтик

Природа создала птиц для полета, и все строение тела, вся совокупность условных и безусловных рефлексов служат этой цели. Воздушный океан - это среда обитания птиц. За миллионы лет эволюции методом случайного перебора вариантов и естественного отбора птицы смогли приспособиться к жизни в воздушном океане.

Человек создан и оптимизирован в процессе эволюции для передвижения по земле, все строение его тела, стереотипы движений, вестибулярный аппарат и другие системы служат для этой цели. Поверхность земли - это среда его обитания. Не только строение тела, но и отсутствие соответствующих условных и безусловных рефлексов, навыков и стереотипов препятствовало завоеванию воздушного океана.

Но человек, используя силу своего интеллекта, всю совокупностью знаний и опыта предыдущих поколений, начал осваивать воздушный океан. Можно привести слова замечательного российского ученого Н.Е.Жуковского:

Человек полетит, опираясь не на силу своих мускулов, а на силу своего разума.

Даже имея совершенные летательные аппараты, человек должен сознательно использовать опыт предшествующих поколений и специальные знания для выполнения полетов. Метод слепого копирования в профессии пилота неприемлем.

Основными методами совершенствования техники пилотирования являются освоение теории и практики полетов. Для пилотов особое место занимает теоретическая подготовка в области аэродинамики. Только получив определенный минимум знаний, пилот сможет найти то, быть может, единственное решение в опасной ситуации, которое поможет ему безопасно завершить полет.

Рассмотрению основных критических и опасных режимов полета посвящен этот журнал. Эти материалы являются результатом комплексных исследований, проведенных в аэродинамических трубах, расчетных исследований и специальных летных испытаний проведенных в ОКБ им. О.К.Антонова

1.1. Полная аэродинамическая сила и ее составляющие

При обтекании поверхности крыла воздушным потоком появляется нормальное давление отличное от атмосферного и касательные нагрузки от сил трения.

Распределенные аэродинамические нагрузки можно заменить результирующим вектором полной аэродинамической силы, имеющим определенную величину, линию действия и направление. При изменении условий обтекания этот вектор определенным образом изменяет свою величину и направление в пространстве.

В аэродинамике принято рассматривать не саму силу, а ее безразмерный коэффициент C_r , определяемый по формуле:

$$C_r = \frac{2R}{rSV^2},$$

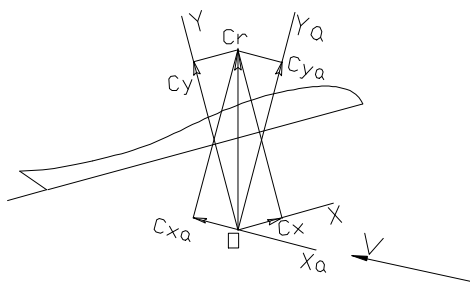
где S - площадь крыла; r - плотность воздуха; V - скорость полета.

Этот безразмерный коэффициент не зависит от площади крыла, скорости полета и высоты полета. Он зависит от условий обтекания, формы поверхности и ее положения относительно набегающего потока.

Для удобства анализа рассматривают проекции полной аэродинамической силы и ее коэффициента на оси скоростной системы координат.

В скоростной системе координат ось Ox_a направлена параллельно вектору скорости, ось Oy_a - перпендикулярно вектору скорости к верхней части крыла, ось Oz - перпендикулярно плоскости Y_aOx_a , а начало координат расположено в центре масс аппарата.

Обозначение коэффициентов сил в системах координат следующее:



Скоростная система координат

C_{x_a} - коэффициент лобового сопротивления;

C_{y_a} - коэффициент подъемной силы.

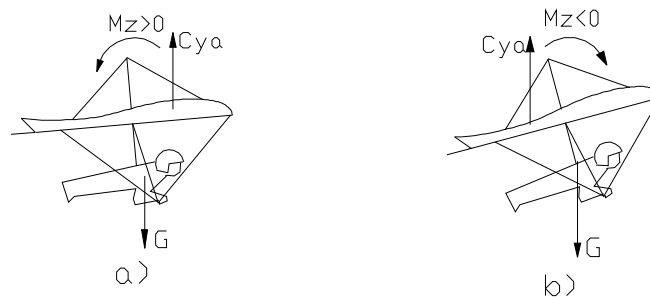
Связанная система координат

C_y - коэффициент нормальной силы.

C_x - коэффициент продольной сил

Продольный момент

Если силы Y_a и G не лежат на одной прямой, то появляется пара сил, которая создает продольный момент M_z . За положительный момент относительно центра масс принимается такой момент, который поднимает нос летательного аппарата (рис. а). Его еще называют кабрирующим. Момент, опускающий нос, называют пикирующим (рис. б).



Рассмотрим теперь изменение продольного момента при изменении угла атаки. Примем, что мотоотележка жестко связана с крылом, и при изменении угла атаки положение центра масс неизменно.

Положение равнодействующей аэродинамических сил определяется распределением давления по поверхности крыла и зависит от угла атаки. При увеличении угла атаки равнодействующая смещается назад, вследствие чего появляется отрицательный продольный момент.

При уменьшении угла атаки момент становится положительным. На угле атаки, где равнодействующая аэродинамических сил находится на одной линии с силой тяжести, момент равен нулю.

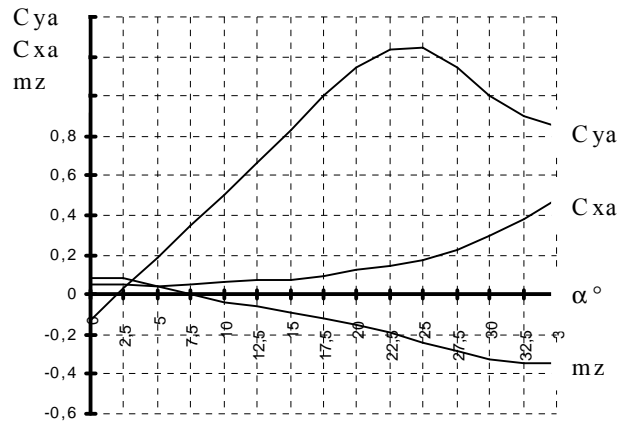
Обычно используется коэффициент момента тангажа, который равен:

$$m_z = 2 \cdot M_z / (\rho \cdot V^2 \cdot S \cdot ba),$$

где ba - средняя аэродинамическая хорда крыла.

Если дельтаплан поместить в аэродинамическую трубу, то можно измерить аэродинамические силы и моменты при изменении угла атаки.

Ниже представлены зависимости $C_{y_a}, m_z(\alpha)$, полученные при испытании дельтаплана С-5 в аэродинамической трубе. Здесь силы и моменты приведены к фиксированному положению центра масс



Если при неизменном угле атаки мы будем изменять положение центра масс (двигать ручкой управления), относительно которого рассматривается продольный момент, то этот момент будет изменяться, а остальные характеристики останутся без изменения.

1.2. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ КРЫЛА ДЕЛЬТАПЛАНА

Крыло дельтаплана деформируется в полете под нагрузкой. Можно выделить следующие виды деформации крыла: изгиб консолей, крутка сечений крыла и деформация профиля.

Изгиб консолей происходит под воздействием нормальной силы относительно жестко зафиксированных тросами боковых узлов. Величина изгиба зависит от жесткости боковых труб и может достигать 0,3 м. Изгиб крыла приводит к увеличению поперечного V крыла, что ведет к повышению боковой устойчивости дельтаплана. Иногда концевые части боковых балок выполняют с меньшей жесткостью, что уменьшает нагрузку на крыло при полете в болтанку.

Наиболее существенное влияние на аэродинамические характеристики крыла оказывает крутка сечений по размаху. Сечения крыла закручиваются относительно жесткой боковой балки. Если у крыла самолета крутка, как правило, не превышает $3^\circ - 5^\circ$, то крыло дельтаплана закручивается на значительно большие углы, доходившие у дельтапланов первых поколений до -40° . Крутка зависит от степени натяжения обшивки, ее покроя, используемого материала и нагрузки на крыло. Чем больше нагрузка, тем больше крутка крыла. Такая большая крутка оказывается очень благоприятной для повышения безопасности полета. На рис. 1.2-1 показано

изменение крутки крыла МДП Т-2М по размаху при различном его нагружении.

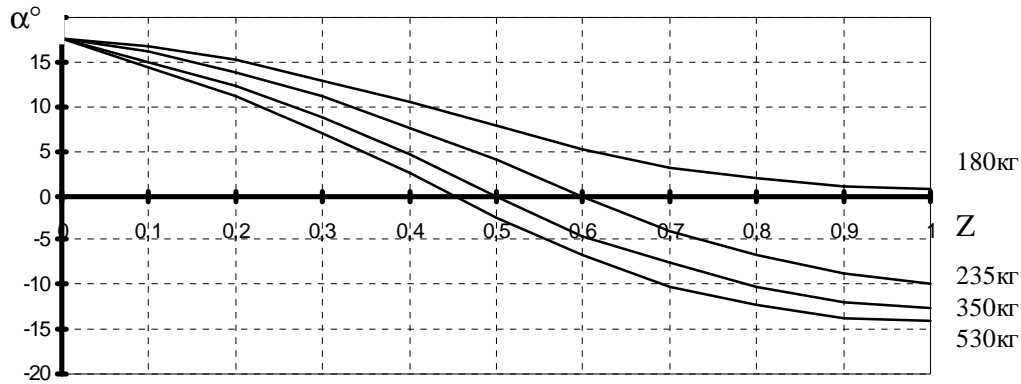


Рис. 2-1.

Из рисунка видно, что при увеличении нагрузки, например, при воздействии вертикального порыва ветра на крыло его сечения закручиваются на больший отрицательный угол. Это благоприятно влияет на условия пилотирования путем уменьшения перегрузки.

Современные дельтапланы имеют хорошо натянутую обшивку, вследствие чего деформация уменьшается, и крутка крыла составляет около -15° .

Дельтаплан обладает уникальными характеристиками на больших углах атаки, делающими более безопасным его выход на большие углы атаки в отличие от самолета, у которого сваливание является одним из самых сложных режимов. Рассмотрим основные характеристики крыла дельтаплана на больших углах атаки.

Величина крутки и ее изменение вдоль размаха крыла существенно влияют на распределение нагрузки вдоль размаха. Отрицательная крутка концевых частей крыла уменьшает местный угол атаки, вследствие чего концы крыла оказываются разгруженными. Это чрезвычайно благоприятно сказывается на срывных характеристиках крыла на больших углах атаки.

Специальные исследования показали, что при увеличении угла атаки срыв потока начинается на центральной части крыла ближе к задней кромке. При дальнейшем увеличении угла атаки зона сорванного потока постепенно увеличивается. Вследствие большой отрицательной крутки крыла концевые части обтекаются без срыва на больших углах атаки. Визуальные исследования показали, что даже на углах атаки $+40^\circ$ концевые части крыла обтекаются без срыва.

Срыв потока на больших углах атаки с части крыла существенно изменяет аэродинамическую нагрузку, но у дельтаплана зона сорванного потока расположена в центральной части крыла, поэтому кренящий момент минимальный. Хотя у самолета с прямым крылом срыв, как правило, начинается в центральной части крыла, но отклонение элеронов на больших углах атаки часто провоцирует срыв потока на концах крыла. Возникающая при этом небольшая

разница в подъемной силе на концах крыла приводит к появлению значительного момента крена, вследствие чего самолет резко кренится и легко может попасть в штопор.

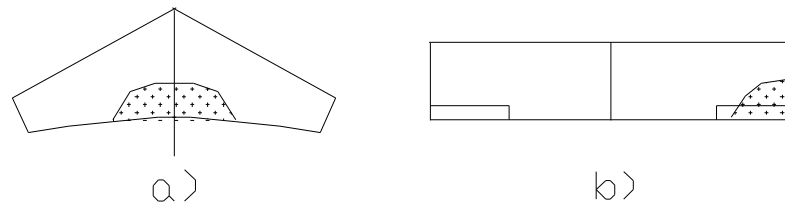


Рис. 1.2-2.

Таким образом, большая отрицательная крутка крыла улучшает характеристики продольной и боковой устойчивости на больших углах атаки, в том числе и на сваливании. В то же время она уменьшает аэродинамическое качество. Некоторые пилоты пытаются с помощью натяжения обшивки или специальных устройств уменьшить крутку. Характеристики сваливания при этом ухудшаются, и аппарат во время сваливания начинает резко крениться.

Состояние внешней поверхности крыла, его профилировка, стреловидность, удлинение и др. влияют на характеристики сваливания, хотя общая картина остается неизменной.

1.3. Аэродинамические характеристики крыла в диапазоне углов атаки -180 $+180$ град

Кувырок - это необычный режим движения и встречается только у этого класса летательных аппаратов. Рассмотрим причины, вызывающие вращение дельтаплана.

Во время кувырка угол атаки изменяется от -180° до $+180^\circ$, поэтому, чтобы понять причины, заставляющие дельтаплан вращаться, рассмотрим изменение аэродинамических характеристик в этом диапазоне углов атаки.

На рис. 1.3-1 представлены характеристики $C_{x\alpha}, C_{y\alpha}, m_z$ крыла мотодельтаплана Т-2М в диапазоне углов атаки $\pm 180^\circ$ при фиксированном положении центра масс. Эти данные получены по результатам испытаний упругоподобной модели крыла дельтаплана и натурального крыла в аэродинамических трубах.

Характеристики приведены в скоростной системе координат (ось Ox направлена параллельно, а ось Oy - перпендикулярно вектору скорости).

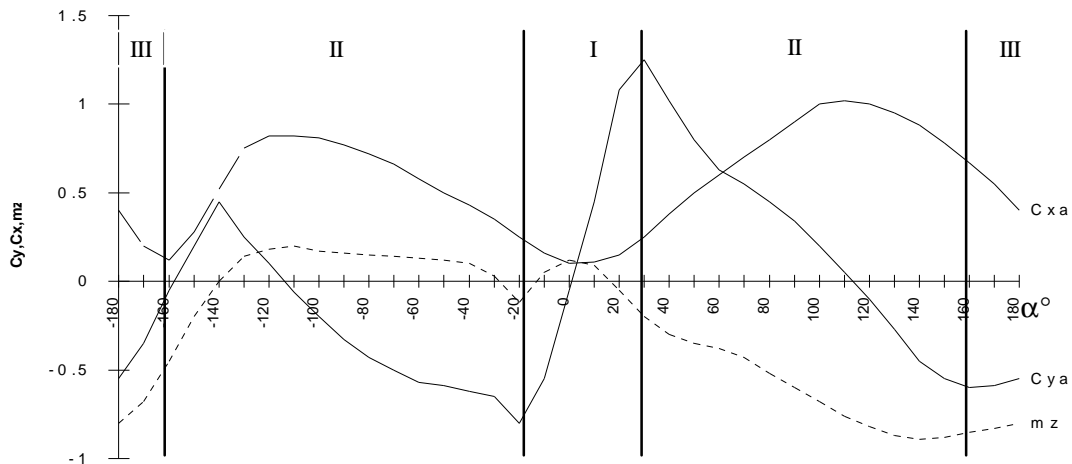


Рис. 1.3-1. $\overline{Xt} = 0.34$; $\overline{Zt} = -0.74$;

По характеру обтекания всю область можно разделить на три зоны:

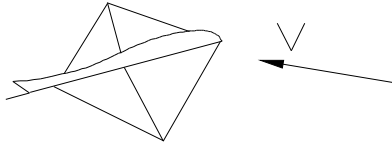
1. Зона безотрывного обтекания, $-20^\circ < \alpha < 30^\circ$.
2. Зона полного отрыва потока, $-160^\circ < \alpha < -20^\circ$ и $30^\circ < \alpha < 160^\circ$.
3. Зона обратного (перевернутого) полета, $\alpha = 180^\circ \pm 20^\circ$.

Зона безотрывного обтекания

Эта зона наиболее хорошо изучена, так как это область эксплуатационных режимов полета. В диапазоне углов атаки $\pm 15^\circ$ крыло обтекается потоком воздуха плавно без срыва, зависимость $C_{ya}(\alpha)$ близка к линейной, причем, несущие свойства крыла на положительных углах атаки явно выше, чем на отрицательных: критический угол атаки и $C_{у\max}$ больше.

При достижении критического угла атаки (для крыла Т-2М этот угол равен $+26^\circ$) C_{ya} достигает максимума, а затем начинает уменьшаться.

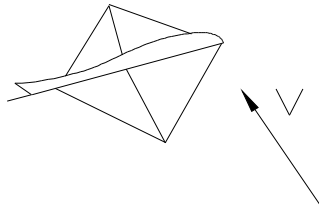
Зависимость $C_{xa}(\alpha)$ близка к квадратичной параболе. Зависимость продольного момента имеет сложный характер и будет рассмотрена отдельно.



Зона полного отрыва потока

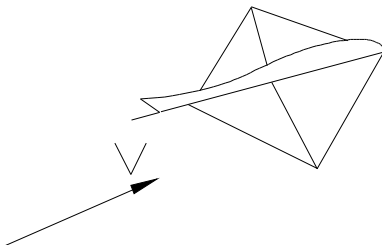
Эта зона характеризуется практически полным отрывом потока с верхней ($\alpha > 0$) или нижней ($\alpha < 0$) поверхностей. Крыло обтекается так же, как кусок фанеры, поставленный поперек потока. Крыло нагружено аэродинамическими силами достаточно равномерно как по хорде, так и по размаху, все характеристики изменяются плавно.

Лобовое сопротивление максимальное, когда крыло установлено поперек потока, и эквивалентно сопротивлению плоской пластины, а подъемная сила при этом минимальная. Если характеристики крыла в первой зоне зависят от его профилировки, крутки и других параметров, то во второй зоне все крылья имеют похожие характеристики. В эту зону дельтаплан при нормальной эксплуатации не попадает.



Зона обратного полета

Эта зона занимает диапазон углов атаки $180^\circ \pm 20^\circ$ или $-180^\circ \pm 20^\circ$. Здесь поток набегаёт сзади на крыло, т.е. задняя кромка становится ведущей. Острая и нежесткая кромка провоцирует ранний отрыв потока, и снижение несущих свойств крыла.



При таком обтекании наибольшая нагрузка приходится на заднюю кромку, что вызывает повышенную вероятность поломки крыла. В эту зону дельтаплан также не попадает (за исключением фигур типа "колокол", которые иногда получаются при неудачном выполнении мертвой петли).

2. Продольный момент

Рассмотрим подробнее момент тангажа дельтаплана.

При вращении дельтаплана с отрицательной угловой скоростью угол атаки последовательно изменяется в диапазоне $180^\circ \div -180^\circ$, при этом на него действует продольный момент различного направления и величины.

Отрицательный (пикирующий) момент ускоряет вращение, а положительный (кабрирующий) - замедляет его.

Следует, прежде всего, отметить большую величину отрицательного момента на больших положительных и отрицательных углах атаки. Ниже будет показано, что именно эта особенность продольного момента отвечает за склонность дельтаплана к кувырку.

Влияние центровки на продольный момент

Дельтаплан - это летательный аппарат с балансирным способом управления, которое осуществляется путем изменения положения центра масс путем перемещения ручки управления. По сравнению с самолетом это изменение существенно больше. У мотодельтаплана центр масс при выполнении различных маневров изменяет свое положение в диапазоне 35% средней аэродинамической хорды (САХ) крыла, а у дельтаплана это изменение доходит до 70%. У самолетов центровка изменяется от 5% у одноместных, до 15% у транспортных, да и та определяется загрузкой, а в полете практически не изменяется.

Такое большое изменение положения центра масс дельтаплана оказывает существенное влияние на характеристики продольной устойчивости. Рассмотрим некоторые особенности этого влияния.

Смещение центровки вдоль оси ОХ

Смещение центра масс по оси ОХ имеет место при обычном управлении по тангажу. При небольших отклонениях ручки управления изменяется положение \bar{X}_t , тогда как \bar{Y}_t практически остается без изменения.

На рис. 2-1 представлены зависимости $mz(a)$ при различном положении центра масс. Кривая ($\bar{X}_t=0.3$) соответствует положению центра масс при средней скорости полета, кривая ($\bar{X}_t=0.1$) - соответствует максимальной скорости, когда

ручка максимально взята на себя, и, наконец, кривая ($\bar{X}t=0.6$) - минимальной скорости, когда ручка максимально отдана от себя.

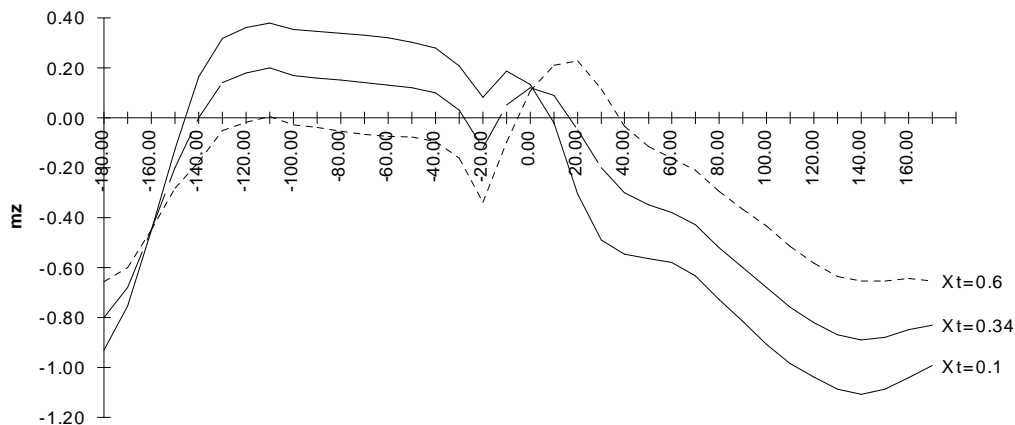


Рис. 2-1.

Когда пилот для уменьшения скорости отклоняет ручку "от себя", центр масс смещается назад, и новому положению центра масс соответствует кривая $\bar{X}t=0.6$. Кривая как бы повернулась вокруг точки mz_0 ($Cy=0$), и балансировочный угол атаки сместился на a_2 . При этом ухудшаются характеристики устойчивости на отрицательных углах атаки: появился характерный изгиб кривой в область отрицательных значений, так называемая, "отрицательная ложка". Так как изменения центровки у дельтаплана значительные, то трудно избежать этого ухудшения характеристик, следовательно, предрасположенность дельтаплана к кувырку заложена в самой компоновке аппарата.

При взятии "на себя" ручки управления центр масс смещается вперед, и новому положению соответствует кривая $\bar{X}t=0.1$. В этом положении отсутствует "отрицательная ложка", а вместе с ней начальные условия входа в кувырок.

Это очень важный вывод, определяющий действия пилота в опасной ситуации.

С другой стороны можно заметить, что при любом смещении центра масс по оси OX соотношение площадей с отрицательным и положительным моментами практически не меняется. Как будет показано ниже, это не изменяет необходимых условий самовращения дельтаплана.

Смещение центровки вдоль оси OY

Положение центра масс по оси ОУ определяется длиной фала подвески и в полете практически не изменяется.

С другой стороны такое низкое положение центра масс характерно для дельтаплана, а на других летательных аппаратах встречается редко.

Для того, чтобы разобраться в причинах, способствующих входу в кувырок, рассмотрим следующие варианты положения центра масс по оси ОУ:

- $\bar{Y}_t = -0.84$ - обычная компоновка дельтаплана;
- $\bar{Y}_t = 0$ - это положение характерно для самолетной компоновки;
- $\bar{Y}_t = +0.84$ - некоторое гипотетическое положение центра масс, когда пилот находился бы на верхушке мачты крыла дельтаплана.

Зависимости $mz(a)$ легко пересчитываются для различных положений центра масс и результаты пересчета представлены на рис. 2-3.

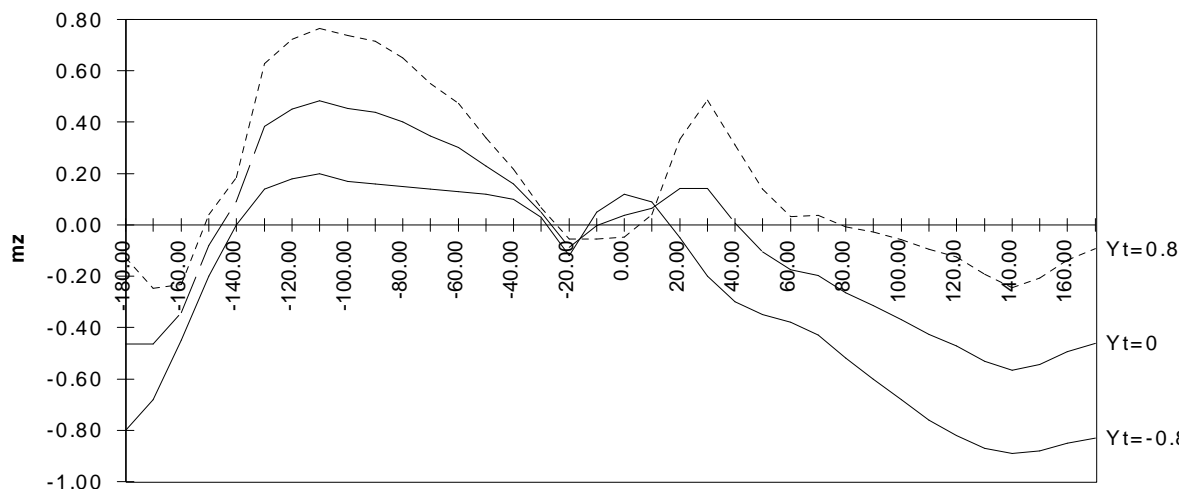


Рис. 2-2.

При поднятии центра масс кривая смещается вверх, как бы поворачиваясь вокруг двух полюсов, расположенных в районе $a = \pm 10^\circ$.

Продольный момент дельтаплана характерен тем, что площадь кривой с отрицательным моментом значительно превышает площадь с положительным моментом, т.е. имеются необходимые условия для самовращения с отрицательной угловой скоростью (с опусканием носа).

У продольного момента самолета площади примерно равны, т.е. отсутствуют условия для самовращения. Действительно, летная практика показывает, что самолеты не кувыркаются.

И наконец, гипотетический случай, если бы пилот находился на верхушке мачты, характерен тем, что площадь зависимости $mz(a)$ с положительным моментом больше. Такой дельтаплан будет кувыряться с положительной угловой скоростью (с поднятием носа).

Это очень важный вывод, который показывает, что низкое положение центра масс следует признать одной из основных причин кувырка дельтаплана.

Дельтапланы безмачтовой схемы

Снятие мачты, верхних тросов и подвязок антипике увеличивает аэродинамическое качество дельтаплана и его летные характеристики. Но опыт эксплуатации дельтапланов этой схемы показал, к сожалению, увеличение случаев попадания в кувырок.

Рассмотрим причину этого ухудшения безопасности полета.

Заметим, что на безмачтовом аппарате происходит уменьшение аэродинамического сопротивления, причем, это изменение происходит на значительном расстоянии от центра масс. При этом уменьшается составляющая сопротивления, которая дает кабрирующий момент, что эквивалентно приращению пикирующего момента. Это и вызывает ухудшение продольной устойчивости дельтаплана.

Продольный момент зависит от точки его приведения. Оценки показывают, что приращение коэффициента продольного момента относительно полетного положения центра масс составляет около -0.02 , тогда как это приращение относительно центрального узла крыла составит около -0.004 .

Если продольный момент измеряется относительно точки расположенной в плоскости хорд крыла, как это имеет место на большинстве автостендах, то это изменение, вследствие малости плеча, не улавливается измерительной системой. Таким образом, дельтапланы с неблагоприятным продольным моментом не определяются при их сертификации на таких автостендах.

Кроме того, на безмачтовых аппаратах изменяется эффективность антипикирующих устройств, что также может способствовать ухудшению характеристик устойчивости.

3. Динамика развития кувырка

Рассмотрим теперь условия полета, способствующие входу дельтаплана в кувырок. Статистика показывает, что наиболее часто дельтапланы входят в кувырок в следующих случаях:

- сваливание на крутой горке или при невыполнении мертвой петли;
- встреча с сильным нисходящим порывом ветра;
- вход в кувырок на большой скорости полета.

Исследования, проведенные с помощью компьютерного тренажера дельтаплана, позволили изучить подробно различные варианты входа в кувырок и подготовить рекомендации пилотам для действия в опасной ситуации.

Сваливание на крутой горке

Это наиболее частый случай входа дельтаплана в кувырок, поэтому сделаем подробный анализ изменения основных параметров движения

Перед выполнением горки пилот разгоняет аппарат на снижении и затем отдает ручку "от себя". Аппарат набирает высоту с потерей скорости, и увеличением угла тангажа до значений $\alpha=90^\circ$, т.е. крыло может занять вертикальное положение. В верхней части горки скорость уменьшается до минимальной, а угол атаки под действием вертикальной скорости снижения начинает быстро увеличиваться, достигая больших значений. На больших углах атаки, как видно на рис. 2-1, на крыло начинает действовать большой отрицательный момент, по действием которого аппарат совершает "клевок", т.е. уменьшает угол атаки, опуская нос и увеличивая угловую скорость.

Увеличение угловой скорости происходит до угла атаки, на котором продольный момент равен нулю. Аппарат по инерции проскакивает эту точку и здесь на него начинает действовать положительный продольный момент, замедляющий вращение.