

И.А.Азарьев

ОПАСНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА  
ДЕЛЬТАПЛАНА

Киев, 1993

Азарьев И.А. Опасные режимы полета дельтаплана. — К. 1993. - 88 с. — ISBN 5-8238-0104-1

В книге даны основы аэродинамики дельтаплана, характеристики его устойчивости и управляемости, а также рассмотрены основные критические режимы полета. Основное внимание уделено раскрытию физической сущности критических режимов, механизму действия аэродинамических сил и моментов, которые могут привести к опасным последствиям; а также даны рекомендации по методике пилотирования на опасных режимах полета. Материал книги излагается в популярной форме и рассчитан на широкий круг пилотов-любителей, не имеющих специальной авиационной подготовки. Кроме того, книга может быть полезна и специалистам, которые найдут в ней математические модели динамики движения, ознакомятся с обширным материалом по экспериментальным исследованиям.

*Корректор И.М.Азарьева*

## ПРЕДИСЛОВИЕ

*Катастрофа наступила внезапно. Мотодельтаплан, летевший с большой скоростью на высоте 120 м, неожиданно сделал горку, в верхней точке траектории завис, затем начал падать вниз, опуская нос с нарастающей скоростью. После переворота на спину вращение не остановилось и, продолжая падение, аппарат начал кувыркаться с возрастающей скоростью. После трех оборотов аппарат упал на землю. Во время испытательного полета нового экспериментального мотодельтаплана погиб опытный дельтапланерист-испытатель Покотиллов В.Ф.*

*Эта катастрофа заставила пересмотреть общепринятые взгляды на проблему кувырка дельтаплана. До сих пор считалось, что кувырок присущ, в основном, мотодельтапланам, а мотодельтапланы, благодаря тому, что центр масс расположен далеко от крыла, защищены от него.*

*Была разработана специальная программа исследований, реализация которой позволила выяснить основные закономерности кувырка и подготовить соответствующие рекомендации.*

*Вообще говоря, у дельтаплана имеются и другие опасные режимы полета. Для дельтапланов первых поколений это был режим неуправляемого пикирования, когда он внезапно опускался нос и в крутом пикировании устремлялся к земле. Защита от этого опасного режима в конце концов была найдена.*

*Дельтапланы совершенствовались, изменялась конфигурация крыла, и появилась новая опасность — кувырок. Дельтаплан неожиданно начинал быстро вращаться относительно поперечной оси, приближаясь к земле по крутой траектории. Предотвращение кувырка оказалось более сложной проблемой из-за внезапности и непредсказуемости его наступления. Кроме того имеется множество других сложных и опасных для пилота режимов полета.*

*Аналізу основных критических режимов полета дельтаплана посвящена эта книга. Она явилась результатом комплекса экспериментальных и расчетных исследований, проведенных на фирме АН.*

*Автор выражает признательность за участие и помощь в работе Силкову В.И., Дашицу А.Н., Темлякову Ю.Н., Кочеловскому Ю.А., Максимова Ю.В., Загороднему В.И., Криковскому А.В., а также специалистам отделения СЛА фирмы Ан.*

*Автор благодарен Васяну В.В. и Марчешскому С.Л. за высказанные ими ценные замечания и предложения по рукописи.*

## УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

$b_a$	— длина средней аэродинамической хорды крыла (САХ);
$C_x, C_y, C_z$	— безразмерные коэффициенты аэродинамических сил относительно связанной системы координат;
$C_{xa}$	— коэффициент лобового сопротивления;
$C_{ya}$	— коэффициент аэродинамической подъемной силы;
$G$	— сила тяжести дельтаплана;
$G_k$	— сила тяжести крыла;
$G_n$	— сила тяжести подвески;
$l$	— размах крыла;
$m$	— масса дельтаплана;
$m_x, m_y, m_z$	— безразмерные коэффициенты моментов аэродинамических сил относительно осей связанной системы координат;
$P$	— сила тяги двигателя;
$R$	— результирующая аэродинамических сил, действующая на дельтаплан;
$V$	— воздушная скорость дельтаплана;
$W$	— скорость ветра;
$OXYZ$	— связанная с дельтапланом система координат;
$Ox_aY_aZ_a$	— скоростная система координат;
$x_T, y_T$	— положение центра масс относительно САХ крыла;
$\bar{x}_T, \bar{y}_T$	— положение центра масс относительно САХ крыла в долях САХ;
$\alpha$	— угол атаки крыла;
$\beta$	— угол скольжения;
$\gamma$	— угол крена;
$\nu$	— угол тангажа крыла;
$\varrho$	— угол наклона траектории;
$\psi$	— угол курса дельтаплана;
$\nu$	— угол поперечного $V$ крыла;
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	— угловые скорости крена, рыскания и тангажа связанных с дельтапланом осей координат.

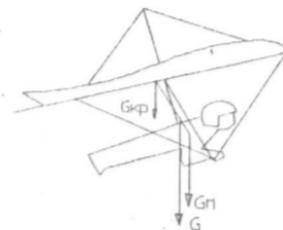
# 1, ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

## 1.1. ОСНОВНЫЕ СИЛЫ И МОМЕНТЫ

При рассмотрении и анализе критических режимов полета дельтаплана нам потребуется некоторые сведения об основных силах и моментах действующих на дельтаплан в полете, а также общие понятия об устойчивости и управляемости.

Рассмотрим силы и моменты, действующие на дельтаплан в полете. Во-первых, сила тяжести. Дельтаплан состоит из двух агрегатов, крыла и подвески, шарнирно связанных между собой. В механике для удобства анализа принято всю совокупность сил тяжести отдельных элементов заменять их равнодействующей, приложенной в центре масс. Таким образом, можно считать, что действуют силы тяжести крыла и подвески. Равнодействующая этих сил равна их сумме и приложена в условной точке, находящейся на линии, соединяющей эти два центра масс. При отклонении ручки управления центр масс подвески смещается относительно крыла, а следовательно смещается центр масс всего аппарата.

Во-вторых, аэродинамические силы и моменты. Всю совокупность аэродинамических сил, действующих на летательный аппарат, можно заменить одной равнодействующей  $R$ , определенным образом ориентированной в пространстве.



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

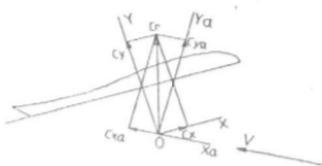
$$C_r = \frac{R}{\frac{\rho V^2}{2} S}$$

где  $S$  — площадь крыла,  
 $\rho$  — плотность воздуха;  
 $V$  — скорость полета.

Для удобства анализа рассматривают не коэффициент  $c_r$ , а его проекции на оси скоростной или связанной систем координат.

В скоростной системе координат ось  $OX_a$  направлена параллельно вектору скорости, ось  $OY_a$  перпендикулярно вектору скорости и направлена к верхней части крыла, а начало координат расположено в центре масс аппарата. В связанной системе координат ось  $OX$  направлена вдоль средней аэродинамической хорды крыла вперед, а ось  $OY$  направлена перпендикулярно хорде к верхней части крыла.

Обозначение коэффициентов сил в системах координат следующее:



Скоростная система

$C_{x_a}$  — коэффициент лобового сопротивления;

$C_{y_a}$  — коэффициент аэродинамической подъемной силы.

Связанная система

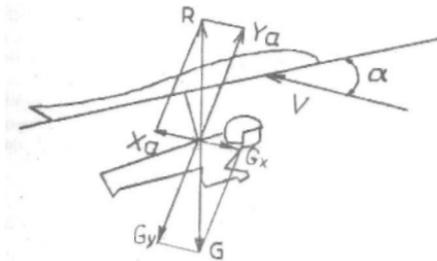
$C_x$  — коэффициент аэродинамической продольной силы;  
 $C_y$  — коэффициент аэродинамической нормальной силы.

Связь между равнодействующей и ее проекциями в скоростной системе координат следующая:

$$G = \sqrt{C_{y_a}^2 + C_{x_a}^2}.$$

Так как на малых углах атаки величина  $C_{x_a}$  значительно меньше  $C_{y_a}$ , то с достаточной степенью точности можно принять:  $C_r = C_{y_a}$

Рассмотрим условия установившегося прямолинейного полета дельтаплана. Из курса механики известно, что летательный аппарат находится в состоянии равномерного прямолинейного движения в том случае, когда суммы сил и моментов, действующих на него, равны нулю.

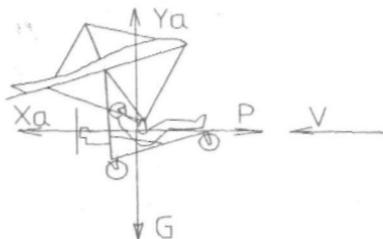


На дельтаплан действуют аэродинамические силы, равнодействующая которых  $R$  и сила тяжести  $G$ . Для того чтобы дельтаплан мог совершать установившийся прямолинейный полет, необходимо выполнить условия:

$$G_y = Y_a ; \quad G_x = X_a ,$$

это возможно в том случае, когда он снижается и проекция силы тяжести направлена вперед.

Если мы будем рассматривать мотодельтаплан, то здесь добавляется сила тяги, которая компенсирует  $X_a$ . В этом случае аппарат может совершать горизонтальный полет или набирать высоту.



## 1.2. СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

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



Рассмотрим теперь изменение продольного момента при изменении угла атаки. Примем, что подвеска 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 существенно 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 находится на одной линии с центром масс, момент равен нулю.

Обычно используется коэффициент момента тангажа, который равен:

$$m_z = 2 * M_z / (\rho * V^2 * S * b_a),$$

где  $b_a$  — средняя аэродинамическая хорда крыла.

Если дельтаплан поместить в аэродинамическую трубу, то можно измерить аэродинамические силы и моменты при изменении угла атаки. Например, на рис. 1.2-1 представлены зависимости  $C_{y_a}$ ,  $C_{x_a}$ ,  $m_z(\alpha)$ , полученные при испытании дельтаплана С-5 фирмы Ан в аэродинамической трубе.

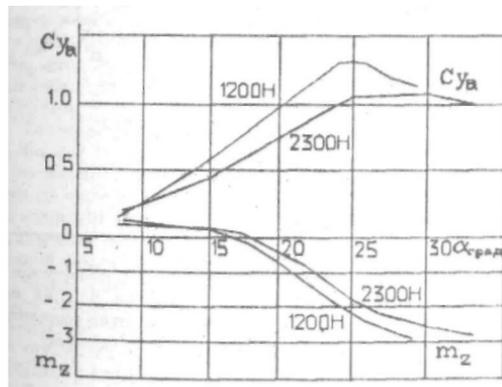


Рис 1.2-1. Коэффициенты аэродинамических сил и моментов дельтаплана С 5

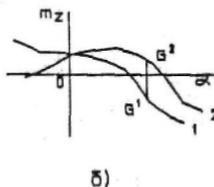
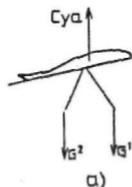
Если мы будем изменять положение центра масс, относительно которого рассматривается момент тангажа, то этот момент будет изменяться, а остальные характеристики останутся без изменения.

Пусть аппарат для некоторого положения центра масс (следовательно, положении ручки управления) имеет зависимость  $m_z(a)$  — кривая 1. Если пилот отклонит ручку управления «от себя», то центр масс сместится назад на  $\Delta x_T$ . Относительно нового положения центра масс появится приращение продольного момента, определяемое по формуле:

$$\Delta m_z = \Delta \bar{x}_T \cdot C_y,$$

где  $\bar{x}_T = x_T / b_0$ .

Новому положению центра масс соответствует кривая 2.



Статическая устойчивость дельтаплана

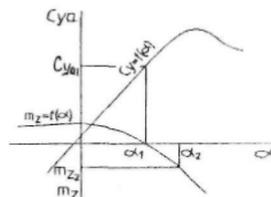
Мы выяснили, что необходимым условие установившегося прямолинейного полета есть  $m_x = 0$  и  $Y = G$ , т.е. аппарат может совершать полет на угле атаки  $a_p$ . Этому углу атаки соответствует значение  $C_{y(a)}$ , а скорость полета определится по формуле:

$$V = \sqrt{2 \cdot m / \rho \cdot C_{y(a)} \cdot S}.$$

Предположим, что под действием какого-либо внешнего воздействия, скажем, порыва ветра, угол атаки увеличится до  $a_p$ . В этом случае на летательный аппарат начнет действовать отрицательный продольный момент  $m_x$ , направленный на уменьшение угла

атаки, под действием которого аппарат начнет опускать нос. Движение будет происходить до тех пор, пока действует этот момент, т.е. до исходного угла атаки  $a_p$ .

При уменьшении угла атаки будет действовать положительный момент, возвращающий аппарат в исходное положение. Летательный аппарат с такой характеристикой продольного момента называется устойчивым. Момент, направленный на восстановление исходного режима полета, будем называть стабилизирующим.



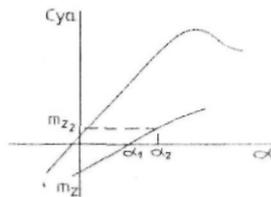
Рассмотрим иную характеристику продольного момента.

Пусть угол атаки увеличился под действием внешнего возмущения до  $a_p$ . В этом случае появился положительный момент (кабрирующий), который направлен на дальнейшее увеличение угла атаки. Летательный аппарат с такой характеристикой будет неустойчивым.

Таким образом, летательный аппарат считается статически устойчивым, если при отклонении от исходного режима полета возникают силы и моменты, направленные на возвращение в исходный режим полета.

Кроме статической устойчивости рассматривается еще и динамическая устойчивость. В этом случае исследуется процесс возвращения аппарата в исходное состояние во времени.

Сравнивая зависимости  $m_z(a)$  можем заметить, что у статически устойчивого аппарата все касательные к этой зависимости составляют отрицательный угол с осью  $Ox$ , а это характеризуется знаком производной  $\frac{dm_z}{d\alpha} = m_z^a > 0$ , у неустойчивого аппарата  $m_z^a < 0$ .



## Статическая управляемость дельтаплана

Управляемость — это способность летательного аппарата изменять режим полета при управляющем воздействии. Управляемость также делится на статическую и динамическую.

В первом приближении статическая управляемость дельтаплана — это способность создавать управляющий момент, а динамическая — это быстрота реакции аппарата на управляющее воздействие, или, как говорят пилоты, способность аппарата «ходить за ручкой».

Как мы уже выяснили, установившийся полет происходит при условии, когда сумма всех сил и моментов равна нулю. Для создания управляющего момента необходимо

создать пару сил. Для этого пилот отклоняет ручку управления.

Силы  $Y_a$  и  $G$  уже не лежат на одной прямой и создают пару сил, которая начинает вращать аппарат. Управляющий момент определится по формуле:

$$M_{\Sigma YP} = Y_a * h_y,$$

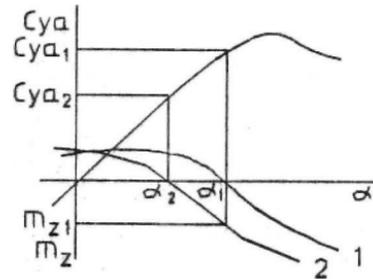
или, если перейдем к коэффициентам,

$$m_{\Sigma YP} = C_{ya} * \bar{h}_y,$$

где  $\bar{h}_y = h_y / b_a$ .

Дальнейшее движение летательного аппарата рассмотрим с помощью рисунка. Здесь представлены зависимости  $C_{ya}$ ,  $m_z(a)$  для летательного аппарата с зафиксированной ручкой управления.

Кривая 1 соответствует исходному положению центра масс аппарата, сбалансированного на  $a1$ . При отклонении ручки управления «на себя» положение центра масс относительно крыла изменится, в частности, сместится вперед, и новому положению центра масс будет соответствовать кривая 2. Так как угол атаки мгновенно не изменится, то у дельтаплана на  $a_1$  появится управляющий момент  $m_z$  на пикирование, который стремится уменьшить угол атаки.



1 — заднее положение (ручка отдала «от себя»);  
2 — переднее положение (ручка взята «на себя»)

По мере уменьшения угла атаки управляющий момент уменьшается и при  $a * a_2$  станет равным нулю, и летательный аппарат займет новое положение. При этом  $C_{ya}$  уменьшится, станет равным  $C_{y2}$ , и, следовательно, в новом устойчивом состоянии дельтаплан будет иметь большую скорость.

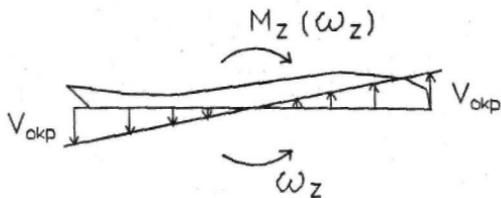
При отклонении «от себя» ручки управления центр масс сместится назад, появится момент на кабрирование, и дельтаплан увеличит угол атаки, уменьшив скорость. Таким способом происходит управление дельтаплана по тангажу.

## 1.3. ДИНАМИКА ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ

### 1.3.1. Общие понятия и определения

В предыдущем разделе мы рассмотрели понятие о статической устойчивости. В обычном полете пилот выполняет маневры, на аппарат действуют порывы ветра, меняется режим работы двигателя, вследствие чего режим установившегося прямолинейного движения встречается редко. Отсюда понятна важность изучения неустановившихся движений, в том числе, при переходе из одного режима в другой. При анализе динамики продольного движения следует учитывать момент демпфирования.

Появление этого момента можно объяснить следующим образом. Если аппарат имеет угловую скорость  $\omega_z$ , то на поступательное движение аппарата накладывается вращательное относительно его центра масс. Если в отсутствии вращения все части аппарата имели одинаковую скорость движения относительно воздуха, то при его вращении каждая часть крыла, удаленная от оси вращения на расстоянии  $x$ , получит дополнительную скорость  $V_{окр} = \omega_z \cdot x$ . Чем дальше удалена часть крыла от оси вращения, тем больше дополнительная скорость. Эта скорость вызывает появление дополнительных нормальных сил на одной части крыла, направленных в одну сторону, а на другой части — в другую сторону. Пара сил создает момент  $M_z = 2 \cdot Y \cdot x$ . Как видно из рисунка, этот момент направлен против вращения. Действует при наличии угловой скорости  $\omega_z$  и пропорционален ей.



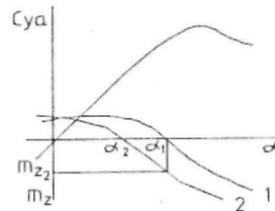
Обычно момент демпфирования выражается через коэффициент демпфирования  $m_z^{\omega_z}$

$$M_{z\text{демф}} = m_z^{\omega_z} \cdot \omega_z.$$

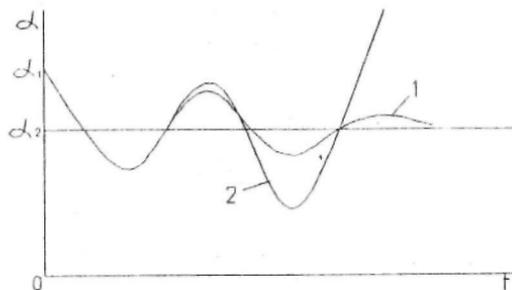
Коэффициент  $m_z^{\omega_z}$  летательного аппарата определяют в аэродинамических трубах на специальных установках.

Рассмотрим движение дельтаплана при отклонении («даче») ручки управления. Пусть дельтаплан совершает установившийся полет с некоторой скоростью  $V$ , при этом он сбалансирован на угле атаки  $\alpha_1$ . Пилот отклоняет ручку управления «на себя», при этом центровка смещается вперед, и ее новому положению соответствует кривая 2 и новое значение балансировочного угла атаки  $\alpha_2$ .

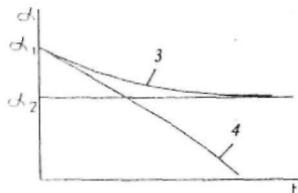
Так как угол атаки мгновенно не изменится, то на исходном угле атаки появляется пикирующий момент  $m_{z_2}$ , под действием которого дельтаплан начинает опускаться и увеличивать скорость, стремясь к новой балансировочной точке  $\alpha_1$ . В момент достижения  $\alpha_1$  вращающий момент равен нулю, а угловая скорость максимальная. Аппарат продолжает вращаться по инерции и выходит на меньшие углы атаки, где на него уже действует момент на кабрирование, замедляющий вращение.



Если положительный продольный момент достаточен для полного прекращения вращения, то под действием несбалансированного положительного момента дельтаплан начнет вращаться в обратную сторону, поднимая нос, и весь процесс повторяется в обратном порядке. Таким образом, дельтаплан совершает колебательные движения относительно балансировочного угла атаки подобно тому, как это делает маятник. Эти колебания быстро затухают из-за демпфирующего момента, направленного против его вращения.



- 1 — динамически устойчивый дельтаплан;
- 2 — динамически неустойчивый дельтаплан



Так ведет себя аппарат, имеющий удовлетворительные характеристики продольной устойчивости.

Если момент демпфирования будет большим, то движение будет плавным и достаточно медленным без колебаний или как его еще называют в механике, аperiodическим.

Наконец, возможен еще один вид переходного процесса.

Если аппарат имеет продольную динамическую неустойчивость, то амплитуда колебаний будет не уменьшаться со временем, а нарастать (кривая 2), пока не выйдет за пределы установленных ограничений. Это, так называемая, раскочка летательного аппарата. В случае аperiodической неустойчивости угол атаки будет все время уменьшаться (кривая 4), пока аппарат также не выйдет за пределы установленных ограничений.

Таким образом, летательный аппарат называется динамически устойчивым, если изменение параметров со временем стремится к нулю.

### 1.3.2. Расчет динамики продольного движения дельтаплана

Настоящий раздел предназначен для специалистов, знакомых с соответствующим курсом аэродинамики.

Исследование различных режимов полета дельтаплана с помощью математических моделей является пер спективным, а при изучении опасных режимов в настоящее время едва ли не единственным методом исследования. Одним из наиболее опасных режимов является кувырок, который представляет собой вращение дельтаплана относительно поперечной оси с большой отрицательной угловой скоростью. Для получения достоверных результатов при изучении движения дельтаплана в процессе кувырка необходимо, чтобы система уравнений правильно моделировала особенности движения дельтаплана, а также имелись достаточно достоверные исходные аэродинамические характеристики.

Система уравнений, описывающая продольное движение дельтаплана, составлена в связанной системе координат и имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \dot{V}_x &= g * X / G - V_y * \omega_z, \\ \dot{V}_y &= g * Y / G - V_x * \omega_z, \\ \dot{\omega}_z &= M_z / I_{zz}, \end{aligned} \quad 1.3.2 \text{ а}$$

$$\begin{aligned} \text{где } X &= P * \cos \varphi p - C_x * q * S - G * \sin v, \\ Y &= P * \sin \varphi p + C_y * q * S - G * \cos v, \\ M_z &= q * S * \overline{ba} * (m_z + C_y * (\overline{x}_T - \overline{x}_{T.M}) + \\ &\quad + C_x * (\overline{y}_T - \overline{y}_{T.M})) + P * y_p, \end{aligned} \quad 1.3.2 \text{ б}$$

здесь:  $m_z = m_z(\alpha) + m_z^{\omega z} * \omega_z$ ,

- $P$  — тяга силовой установки,
- $\varphi p$  — угол направления вектора тяги,
- $\overline{x}_T, \overline{y}_T$  — положение центра масс аппарата в долях САХ,
- $\overline{x}_{T.M}, \overline{y}_{T.M}$  — исходное положение центра масс, при котором дана зависимость  $m_z(\alpha)$ ,
- $y_p$  — плечо тяги относительно центра масс,
- $q$  — скоростной напор,  $q = \rho * V^2 / 2$ ,
- $V_x, V_y$  — проекции вектора скорости на оси  $OX$  и  $OY$  связанной системы координат,
- $\overline{ba}$  — средняя аэродинамическая хорда крыла,
- $S$  — площадь крыла,
- $v$  — угол тангажа крыла.

В отличие от самолета плоскость крыла дельтаплана расположена на значительном удалении от центра масс, и эту особенность компоновки следует учитывать при анализе критических режимов полета.

Скорость движения крыла складывается из скорости поступательного движения центра масс и окружной скорости, определяемой его вращением относительно центра масс. Окружная скорость определяется по формуле:

$$V_{окр} = \omega_z * y_T,$$

где  $y_T$  — координата центра масс дельтаплана.

Наличие угловой скорости влияет не только на результирующую скорость крыла, но также на угол атаки. Поэтому при вычислении сил и моментов по

формулам 1.3.2-6 необходимо учитывать скорости и углы атаки крыла с учетом его вращения относительно центра масс.

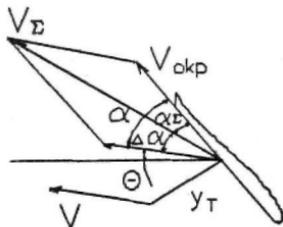


Рис. 1.3.2-1. Схема кинематических параметров дельтаплана при его вращении

- Здесь  $V_{окр}$  — окружная скорость крыла относительно центра масс,  
 $V$  — скорость перемещения центра масс дельтаплана,  
 $V_{\Sigma}$  — результирующая скорость движения крыла,  
 $\alpha$  — угол атаки крыла без учета его вращения,  
 $\alpha_{\Sigma}$  — угол атаки крыла с учетом его вращения.

Используя несложные тригонометрические соотношения, определим текущее значение  $V_{\Sigma}$  и  $\alpha_{\Sigma}$  при изменении углов наклона траектории  $\theta$  и тангажа крыла  $\nu$

$$V_{\Sigma} = \sqrt{V^2 + V_{окр}^2 + 2 * V * V_{окр} * \cos(\nu - \theta)}, \quad 1.3.2-в$$

или  $V_{\Sigma} = V * \sqrt{1 + \bar{V}_{окр}^2 + 2 * \bar{V}_{окр} * \cos(\nu - \theta)}$ ,  
 где  $\bar{V}_{окр} = V_{окр} / V$ ,  
 $\alpha_{\Sigma} = \arcsin(V * \sin(\nu - \theta) / V_{\Sigma})$ . 1.3.2-г

Найденные значения  $V_{\Sigma}$  и  $\alpha_{\Sigma}$  используются при вычислении сил и моментов при решении системы дифференциальных уравнений продольного движения дельтаплана. Система уравнений решается с помощью ЭВМ и используется для анализа опасных режимов полета дельтаплана.

## 2. СВАЛИВАНИЕ ДЕЛЬТАПЛАНА

### 2.1 ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Рассмотрим особенности поведения дельтаплана на сваливании. Для этого нам необходимо проанализировать его основные характеристики на больших углах атаки.

Как известно, форма несущей поверхности крыла дельтаплана определяется многими факторами, часть из которых задается при проектировании (компоновка крыла, раскрой обшивки, жесткость каркаса и т.д.), а окончательный вид она принимает под воздействием аэродинамической нагрузки. При изменении аэродинамической нагрузки крыло дельтаплана деформируется.

Наиболее существенное влияние на характеристики оказывает крутка крыла. Профиль поворачивается вверх относительно боковой балки, так как задняя кромка не закреплена, формируя отрицательную крутку. На жестком крыле самолета также иногда выполняют отрицательную крутку, но она, как правило, не превышает  $-3'$  +  $-5'$ , тогда как у крыла дельтаплана она существенно больше. Так, например, крутка крыла дельтаплана 3-го поколения «Славутич УТ» фирмы АН, созданного в 1978 году, достигает  $-40''$ .

Современные дельтапланы имеют хорошо натянутую обшивку, вследствие чего деформация уменьшается, так у крыла C-15 фирмы АН, разработанного в 1989 году, максимальная крутка законцовок составляет около  $-15''$ .

Величина крутки и ее изменение вдоль размаха крыла существенно влияют на распределение нагрузки вдоль размаха. Отрицательная крутка концевых частей крыла приводит к тому, что эти части встречают набегающий поток под меньшим углом атаки, следствием чего концы крыла оказываются разгруженными. Это чрезвычайно благоприятно сказывается на срывных характеристиках крыла на больших углах атаки.

На рис. 2.1-1 представлено распределение углов между местными хордами и направлением потока крыла мотодельтаплана Т-2 при различном его нагружении. Там же показано распределение величины коэффициента подъемной силы по сечениям крыла, полученное путем измерения давления в этих сечениях.

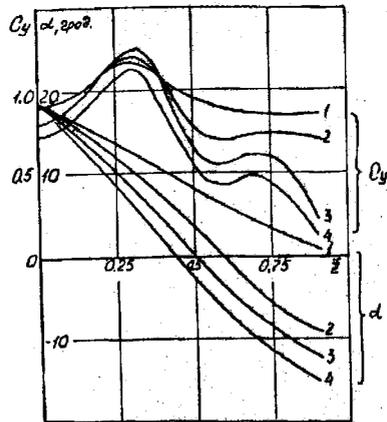


Рис 2.1-1. Распределение местных коэффициентов нормальной силы и углов заклинивания местных хорд крыла мото-дельтаплана Т-2 по отношению к набегающему потоку:

- 1 —  $V = 12$  м/с,  $Y = 1800$  Н;
- 2 —  $V = 15$  м/с,  $Y = 2350$  Н;
- 3 —  $V = 18$  м/с,  $Y = 3500$  Н;
- 4 —  $V = 25$  м/с,  $Y = 5300$  Н

Уменьшение величины  $C_y$  в центральной части крыла объясняется следующим образом. При увеличении угла атаки сечения крыла в центральной его части раньше выходят на критические углы, и срыв потока начинается там же, в то время как концы крыла даже на очень больших углах обтекаются без срыва.

Следует обратить внимание на несоответствие между величинами местных углов атаки и значениями коэффициентов подъемной силы, полученных по распределению давления в этих сечениях. На концах крыла углы атаки уменьшаются и становятся даже отрицательными, в то же время подъемная сила положительная.

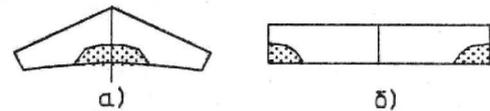
Специальные исследования показали, что вихревая структура дельтапланерного крыла существенно отличается от структуры самолетного крыла. У самолетного крыла концевой вихрь формируется

в концевом сечении, а у дельтаплана, благодаря его большой отрицательной крутке, этот вихрь сильно размыт, и его ядро находится ближе к середине консоли. Он имеет такое направление вращения, при котором угол атаки внутренних сечений крыла уменьшается, а внешних сечений увеличивается. Таким образом, подъемная сила концевых частей увеличивается, а внутренних уменьшается, что и подтверждается распределением давления.

Следует отметить, что у современных дельтапланов обшивка крыла сильно натягивается на каркасе и ее деформация в полете существенно уменьшается.

Срыв потока с крыла существенно перераспределяет аэродинамическую нагрузку, что в свою очередь вызывает появление неблагоприятных вращающих моментов, в частности, момента крена. Величина этого момента зависит от расположения зоны сорванного потока относительно плоскости симметрии крыла. У самолета эти зоны часто расположены на концах крыла, вследствие чего сваливание является одним из самых опасных режимов полета.

У дельтаплана зона сорванного потока расположена в центральной части крыла, поэтому кренящий момент минимальный.



Таким образом, большая отрицательная крутка крыла улучшает характеристики устойчивости крыла на больших углах атаки, в том числе и на сваливании. В то же время она уменьшает аэродинамическое качество. Некоторые пилоты пытаются с помощью специальных тросиков 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.

## 2.2. СВАЛИВАНИЕ В ТОРМОЖЕНИИ

В предыдущем разделе показано, что дельтаплан имеет благоприятные аэродинамические характеристики на больших углах атаки, поэтому режим сваливания для него менее опасен, чем для самолета, однако имеется ряд особенностей.

Сваливание в торможении происходит следующим образом. Пилот в установившемся прямолинейном полете начинает производить торможение, отклоняя ручку «от себя», стараясь при этом не допустить взмывания аппарата и выдерживая вертикальную перегрузку близкой к единице ( $m_z = 1$ ). Угол атаки крыла увеличивается, и при достижении критического крыло теряет свои несущие свойства, и аппарат проваливается. Появляется вертикальная скорость, которая увеличивает угол атаки, переводя крыло в область закритических режимов.

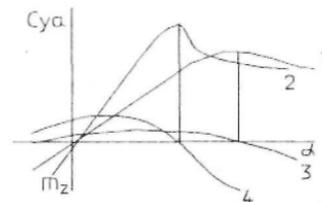
При неизменном положении ручки управления на новом угле атаки  $\alpha_1$  у аппарата появляется пикирующий момент  $m_{z1}$ , который заставляет аппарат опустить нос. Дельтаплан проваливается дальше, уменьшая угол атаки и набирая скорость. Далее аппарат по инерции прокакивает балансировочный угол  $\alpha_p$  и выходит на меньшие углы атаки, где восстанавливается обтекание и появляется момент на кабрирование» и дельтаплан опять начинает набирать высоту. Далее процесс повторяется. Таким образом, аппарат совершает колебательные движения относительно точки  $\alpha_{cp}$ . За каждый цикл происходит потеря высоты.

Следует отметить, что при сваливании не происходит резкого кренения, что объясняется развитием срыва в центральной части крыла. Вследствии этого выполнить штопор на дельтаплане практически невозможно. Можно ввести его в крутую спираль, но при отклонении ручки управления к центру спирали он сразу же выходит из нее.

Если запас высоты достаточен, то такое сваливание большой опасности не представляет. При взятии ручки управления «на себя» дельтаплан плавно опускает нос и увеличивает скорость.

Характер сваливания с торможения определяется характеристиками  $C_{m\alpha}$  и  $m_z$  на больших углах атаки.

Если зависимость  $C_{m\alpha}(a)$  в районе  $a_{cp}$  изменяется плавно (кривая 1), сваливание будет плавным, и в этом случае полет возможен даже на сверхкритических углах атаки. Это режим парашютирования. Такие зависимости характерны для дельтапланов первых поколений.



Скорость опускания носа зависит от характера кривой  $m_z(a)$  в районе  $a_{cp}$ . Если зависимость  $m_z(a)$  имеет небольшой наклон (кривая 3), то при выходе на закритические углы атаки момент на пикирование небольшой, дельтаплан плавно опускает нос, и большой потери высоты не происходит.

Иное дело, когда дельтаплан имеет крутую зависимость  $C_{m\alpha}(a)$  в области закритических углов атаки (кривая 2). В этом случае срыв наступает более резко, и подъемная сила изменяется существенно. Вследствие этого дельтаплан проваливается более энергично.

Если же и наклон кривой  $m_z(a)$  большой (кривая 4), то дельтаплан не только сильно провалится, но и клонет носом. Такой дельтаплан неприятен в управлении, особенно для начинающих пилотов.

Моделирование на ЭВМ режимов сваливания показало, что угол атаки и высота изменяются в небольших пределах ( $\Delta a \pm 5^\circ$  и  $\Delta H = 10$  м), поэтому этот режим не опасен для пилота.

На рис. 2.2-1 представлены результаты моделирования сваливания мотодельтаплана Т-Х. Несмотря на неудовлетворительные характеристики продольной устойчивости на малых углах атаки, на сваливании он ведет себя достаточно удовлетворительно. В районе Сумакс характеристики изменяются плавно, что и определило небольшую амплитуду изменения параметров при сваливании.

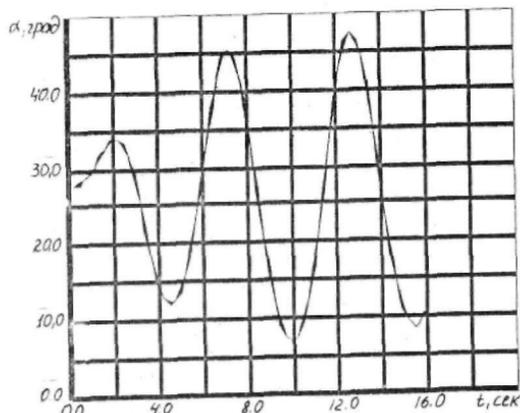
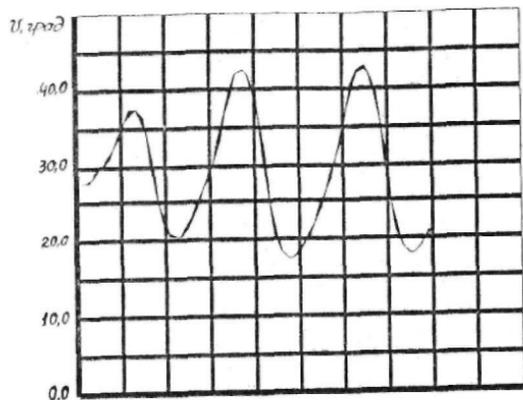


Рис. 2.2-1. Изменение углов атаки и тангажа мотоделтаплана Т-Х при сваливании

Расчетные исследования показали, что если пилот отдаст ручку управления «от себя» и будет удерживать ее в этом положении, то движение дельтаплана имеет колебательный характер. Хотя колебания получаются слабо расходящимися, что свидетельствует о динамической (колебательной) неустойчивости, однако нарастание амплитуды колебаний происходит очень медленно. Пилот может в любое время перевести ручку управления в балансировочное положение, и аппарат выходит из сваливания. В разделе 4 будет показано, что полет на большой скорости на этом аппарате очень опасен.

### Динамическое сваливание

Динамическое сваливание возникает при энергичном отклонении «от себя» ручки управления. При этом дельтаплан делает горку и сваливается. Здесь заброс по углам атаки может быть существенным, и проваливание более резким. Следует предостеречь пилотов от увлечения такими режимами на малоисследованном аппарате. Излишнее лихачество может вывести дельтаплан на фигуру близкую к колоколу, из которой дельтаплан может легко сорваться в кувырок, даже имея удовлетворительные характеристики продольной устойчивости. Подробнее эти опасные режимы будут рассмотрены в главе 4.



### 2.3. СВАЛИВАНИЕ В СПИРАЛИ

Рассмотрим особенности сваливания дельтаплана в спирали. Спираль представляет собой пространственную траекторию дельтаплана, «навитую на цилиндр». Спираль может быть нисходящей и восходящей. Спираль, выполненная в горизонтальной плоскости, на-

зывается выражом. В спирали перегрузка не зависит от скорости, а зависит от углов крена и наклона траектории

$$n_y = \cos \theta / \cos \gamma$$

Для выража формула принимает вид

$$n_y = 1 / \cos \gamma.$$

Графическая зависимость между перегрузкой и углом крена при выполнении выража показана на рис. 2.3-1.

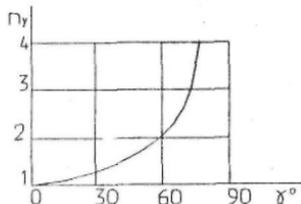


Рис 2.3-1. Зависимость перегрузки от угла крена в установившемся, выраже

При небольших кренах (< в пределах  $\pm 30^\circ$ ) перегрузка незначительно отличается от единицы. Глубокие крены (более  $\pm 45^\circ$ ) требует существенного увеличения перегрузки. Для того, чтобы выйти на большую перегрузку при неизменной скорости полета, необходимо увеличить угол атаки, для чего пилот

отдает ручку управления "от себя". Здесь основная опасность заключается в том, что дельтаплан может свалиться и на крейсерской скорости полета, что может быть неожиданным для пилота.

Особенности сваливания в спирали определяются двумя основными факторами.

Во-первых, в спирали увеличивается перегрузка, а вместе с ней и нагрузка на крыло, вследствие чего оно деформируется. Увеличение деформации вызывает выполаживание зависимости  $C_{ya}(a)$ , что благоприятно сказывается на характере сваливания.

На рис. 2.3-2 представлены зависимости  $C_{ya}(a)$  и  $m(a)$  крыла дельтаплана С-5 фирмы Ан при различном его нагружении. Эти зависимости получены при неизменной величине подъемной силы.

Исследования показали, что при увеличении нагрузки на крыло уменьшается подъемная сила и увеличивается критический угол атаки.

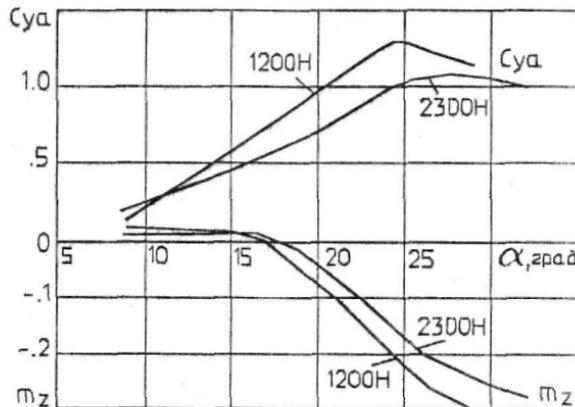


Рис 2.3-2. Аэродинамические коэффициенты дельтаплана С-5 при различном его нагружении

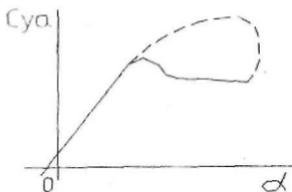
Во-вторых, из-за малого радиуса спирали внутренняя консоль обтекает потоком с меньшей скоростью, чем внешняя, вследствие чего подъемная сила на внутренней консоли уменьшается. Это способствует накрению и увеличению скольжения. Пилоту следует знать эти особенности и не допускать больших скольжений, ибо в этом случае может быть существенно превышена максимально допустимая скорость.

Пилота поджидает опасность при выводе из крутой спирали. При выполнении крутой спирали скорость и перегрузка максимальны, и ручка управления отдана «от себя». При выводе из спирали пилот отклоняет ручку управления на вывод из крена, и после выравнивания дельтаплан оказывается в положении, когда на большой скорости ручка отдана «от себя». Перегрузка может превысить расчетную, что также небезопасно. Поэтому при выводе из крутой спирали пилот должен взять ручку «на себя» и соразмеренными движениями перевести аппарат в горизонтальный полет. После этого можно уменьшить скорость.

## 2.4; ВОРОНЯ ПОСАДКА

Пилот дельтаплана может реализовать еще один режим полета на сверхкритических углах атаки. Это, так называемая, «воронья посадка». Этот термин своим названием обязан птицам, широко использующим этот способ посадки.

Заключается он в следующем. При подлете к земле пилот плавными соразмерными движениями отклоняет ручку управления «от себя», не допуская взмывания аппарата. По мере увеличения угла атаки происходит рост подъемной силы и лобового сопротивления, под действием которых аппарат тормозится. Непосредственно перед касанием пилот резко отклоняет ручку управления «от себя», выводя крыло на угол атаки  $40^\circ + \text{Ю}^\circ$ . При этом угол атаки изменится очень быстро, примерно за 1 с.



Вследствие небольшой скорости полета на посадке (4+5 м/с) и достаточно больших линейных размерах крыла вихревая структура крыла не успевает перестроиться, и критический угол атаки кратковременно увеличивается. Также кратковременно увеличивается подъемная сила и сопротивление, под действием которых аппарат успевает затормозиться до полного гашения вертикальной и горизонтальной скоростей, и пилот приземляется на ноги без пробежки.

Вследствие небольшой скорости полета на посадке (4+5 м/с) и достаточно больших линейных размерах крыла вихревая структура крыла не успевает перестроиться, и критический угол атаки кратковременно увеличивается. Также кратковременно увеличивается подъемная сила и сопротивление, под действием которых аппарат успевает затормозиться до полного гашения вертикальной и горизонтальной скоростей, и пилот приземляется на ноги без пробежки.

## 3, НЕУПРАВЛЯЕМОЕ ПИКИРОВАНИЕ

Неуправляемое пикирование, или, как его еще называют, флаттерное пикирование — это опасный режим полета, который случался иногда на дельтапланах первых поколений.

Проявлялось неуправляемое пикирование следующим образом. Дельтаплан в полете внезапно опускал нос и устремлялся в крутом пикировании к земле. Никакие действия пилота не могли вывести аппарат из этого режима. Поскольку спасательные парашюты в то время практически не применялись, единственной рекомендацией пилоту было встать на трапецию ногами, чтобы ломающаяся конструкция хоть немного смягчила удар о землю.

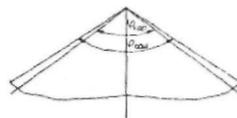
Рассмотрим причины, вызывающие вход дельтаплана в режим неуправляемого пикирования, и способы предотвращения этого режима.

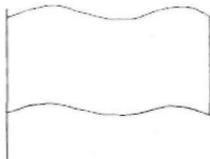
### 3.1. ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА НА ОКОЛОНУЛЕВЫХ УГЛАХ АТАКИ

У дельтапланов первых поколений обшивка крыла не натягивалась на каркасе и в ненагруженном состоянии провисала, а в полете под действием аэродинамической нагрузки принимала характерную форму купола. Если обшивку снять с каркаса и разложить на земле, то угол при вершине обшивки оказывался большим, чем у каркаса, на  $1-3^\circ$ . Эта разница определяла, так называемую, купольность крыла.

$$\varphi = \varphi_{\text{обш}} - \varphi_{\text{карк.}}$$

Под действием аэродинамической нагрузки обшивка натягивается, и ее форма определяется покроем ткани и латами (нервюрами). При уменьшении угла ата-





ки подъемная сила крыла уменьшается, и при некотором околонулевом угле атаки она исчезает совсем. Натянутая обшивка начинает полоскаться на ветру как флаг и вибрировать. Эти вибрации обшивки воспринимаются иногда

как флаттер крыла. Следует заметить, что флаттер крыла самолета имеет гораздо более сложную природу и приводит к разрушению крыла в полете.

При дальнейшем уменьшении угла атаки натянутая обшивка полыхнет относительно боковых балок пока не натягивается задняя кромка. В этом небольшом диапазоне углов атаки подъемная сила и продольный момент практически равны нулю. Дальнейшее уменьшение угла атаки формирует обратную купольность, и появляется нормальная сила, направленная вниз. Наличие килевого кармана увеличивает диапазон полоскания обшивки.

На рис. 3.1-1 представлены зависимости  $C_{y\alpha}(a)$  и  $m_z(a)$  дельтаплана 3-го поколения "Славутич-УТ" фирмы Ан, разработанного в 1978 году.

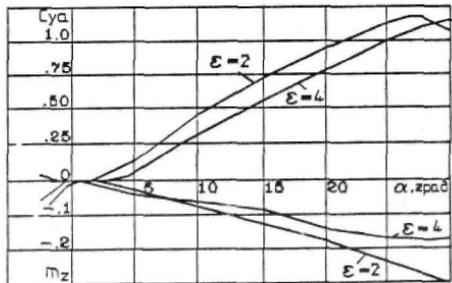


Рис. 3.1-1, Продольные характеристики дельтаплана "Славутич-УТ"

Исследования проведены в аэродинамической трубе при двух значениях купольности  $\epsilon = 2^\circ$  и  $\epsilon = 4^\circ$ . Хорошо видно, что при увеличении купольности растет зона, где подъемная сила и продольный момент равны нулю. Следует отметить, что этот аппарат уже оборудован специальными антипикирующими устройствами, исключающими выход его на режим неуправляемого пикирования.

### 3.2. ВХОД В НЕУПРАВЛЯЕМОЕ ПИКИРОВАНИЕ

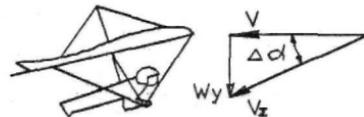
Рассмотрим теперь, каким образом дельтаплан попадает на режим неуправляемого пикирования.

Если у дельтаплана небольшой момент на кабрирование на малых углах атаки, то при энергичном взятии "на себя" ручки управления на большой скорости дельтаплан может выйти на малые углы атаки, где момент равен нулю, и остаться на этом режиме.

Другой причиной может быть воздействие нисходящего потока, который уменьшает угол атаки.

Как показано на рисунке, изменение угла атаки определяется по формуле  $\Delta\alpha = -\arctg [W_y / V]$ . Угол атаки при действии нисходящего порыва определится по формуле

$$\alpha_{\Sigma} = \alpha + \Delta\alpha.$$



Например, на дельтаплан, летящий со скоростью 12 м/с, действовал нисходящий порыв ветра  $W_y = -6$  м/с. Угол атаки изменится на величину

$$\Delta\alpha = \arctg [-6 / 12] = -26.5^\circ.$$

Следовательно, такой порыв может вывести аппарат в опасную зону углов атаки. Особенно сильное изменение угла атаки происходит, когда дельтаплан "вываливается" из восходящего потока в нисходящий.

В обоих случаях пилот почувствует, как трос подвесной системы провис, аппарат начинает стремительно проваливаться вниз, опускает нос и переходит в отвесное пикирование, быстро набирая скорость. Поскольку подъемная сила равна нулю, то пилот не имеет возможности создать управляющий момент, как показано в разделе 1.2, и вывести дельтаплан из пикирования. Поэтому этот режим называется неуправляемым пикированием.

Следует заметить, что при медленном нарастании порыва за счет своей продольной устойчивости, дельтаплан успевает отреагировать на изменение угла атаки в процессе его нарастания, поэтому заброс по углу атаки небольшой.

### 3.3. КОНСТРУКТИВНЫЕ МЕРОПРИЯТИЯ, ПРЕДОТВРАЩАЮЩИЕ НЕУПРАВЛЯЕМОЕ ПИКИРОВАНИЕ

Таким образом, мы установили, что причиной входа дельтаплана в неуправляемое пикирование является нулевой продольный момент при нулевой подъемной силе, а причиной невыхода из него — нулевая подъемная сила (невозможность создания управляющего момента). Поэтому основной задачей разработчика является создание с помощью специальных устройств момента на кабрирование на малых углах атаки. Тогда дельтаплан, попав каким-либо образом в эту зону, под действием кабрирующего момента начнет поднимать нос и самостоятельно выйдет из пикирования.

Этим целям служат антипикирующие устройства (АПУ). Их устройство и принцип действия чрезвычайно просты. Различают два типа АПУ: тросовые подвязки и концевые поддержки.

#### Тросовое антипикирующее устройство

Тросовое АПУ состоит из тросиков, подвязывающих концевики центральных лат к мачте (см. рис 3.3-1 а). Длина тросиков выбирается таким образом, чтобы на крейсерских режимах полета они

были ослаблены. Если при пилотировании дельтаплан вышел на угол атаки меньше допустимого, то сечения крыла проворачиваются относительно боковой балки вниз. Закрепленные с помощью тросиков концевики лат не позволяют задней кромке крыла отклоняться вниз, превращая профиль в S-образный. На задней части крыла создается отрицательная подъемная сила, которая дает момент на кабрирование относительно центра масс дельтаплана, и он поднимает нос.

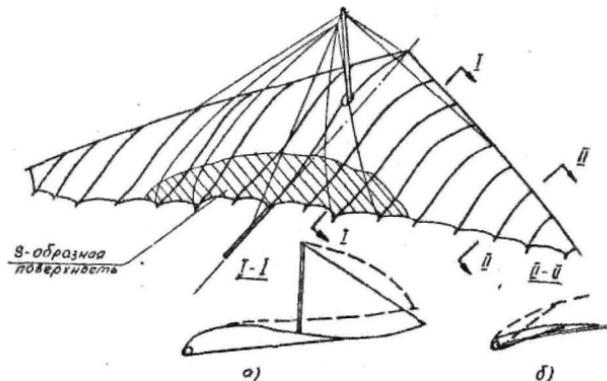


Рис 3.3-1. Схема антипикирующих устройств:  
а) тросовая подвязка; б) концевая поддержка

#### Концевая поддержка

Концевая поддержка конструктивно выполнена в виде стержней, жестко закрепленных на концах боковых балок под отрицательным углом к плоскости каркаса крыла. В обычном полете из-за большой отрицательной крутки законцовок крыла имеется зазор между обшивкой и концевыми поддержками. При уменьшении угла атаки крыла крутка уменьшается, и, начиная с некоторого угла, обшивка ложится на поддержку. При дальнейшем уменьшении угла атаки законцовка крыла фиксируется, и на ней появляется отрица-

тельная подъемная сила. Так как крыло имеет стреловидность, то концевые сечения расположены позади пилота, и отрицательная подъемная сила создает кабрирующий момент.

На рис. 3.3-2 показано влияние тросовых и концевых АПУ на продольный момент дельтаплана С-5 фирмы Ан. Эти данные получены при испытании крыла в аэродинамической трубе.

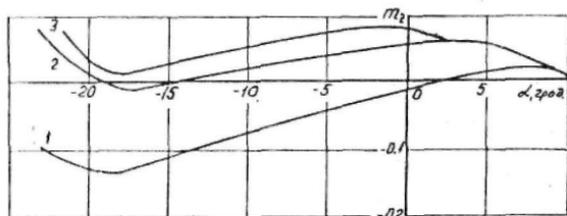


Рис 3.3-2. Влияние антикабрирующих устройств на момент тангажа дельтаплана С-5: 1 — без АПУ; 2 — концевая поддержка; 3 — концевая поддержка и тросовое АПУ

Наибольший вклад в создание кабрирующего момента вносит тросовое АПУ. Таким способом удалось решить проблему предотвращения неуправляемого пикирования дельтаплана.

## 4. КУВЫРОК ДЕЛЬТАПЛАНА

### 4.1. ОПИСАНИЕ КУВЫРКА

«Это случилось в июле 1988 г. Грозное, черное облако с характерным «белым воротничком» в самой нижней его части, быстро приближалось с севера. До шквала оставались считанные минуты. 0 это время с юга начался умеренный ветер, который так любят дельтапланеристы.

Два пилота, пренебрегая мерами безопасности, решили насладиться парящим полетом над прекрасной долиной Кокте-Бель. Однако, через 4 минуты после старта ветер резко изменил направление и силу, пошел, дождь.

Первый пилот, имея высоту 100 м и оценив ситуацию, благополучно приземлился. Второй пилот, Михаил Козлов, принимает иное решение. Он уходит в долину и продолжает набор высоты. Его полет происходит на высоте 800 м над долиной в районе Планерского. На земле всем было понятно, что если пилот немедленно не пойдет на посадку, шквал необычайной силы с дождем, уже бушующий над горой Клементьева, унесет его в море.

На машине мы выехали в Планерское, чтобы предупредить спасателей о возможной беде. Доехав до свалки, что у Планера, которую знают все дельтапланеристы, мы оказались на залитой солнцем дороге с приятным южным ветром.

Гора как бы подтвердила свое древнее название Узун Сырт — хребет Дракона. Она своим хребтом как бы разделила тьму и свет. Огромные белые космы с бешеной скоростью неслись к земле и, в дикой борьбе с южным ветром, немедленно устремлялись вверх.

Мы не могли понять, почему пилот приближался к этому страшному месту. Нам оставалось только наблюдать. На высоте 300 м над обелиском горы Клементьева, пилот на дельтаплане клубной постройки, который налетал к тому времени более 300 часов, врзался в белые мутные струи облаков. Мы находились от дельтаплана на расстоянии 800 м.

Остальное решали секунды. Мы внимательно наблюдали и видели, как пилот неожиданно, почувствовав стену встречного ветра,

взял сильно ручку управления «на себя», чтобы пробраться к ангару, который, как потом выяснилось, пилот видел и хотел долететь до него. Дельтаплан начало резко бросать из стороны в сторону с увеличивающейся амплитудой. Это был голландский шаг (подробнее об этом в разделе 5.3).

После третьего кренения дельтаплан резко, без всякого намека на пикирование, начал кувыряться. После первого же оборота пилота оторвало от трапеции и забросило за килевой карман, насколько позволяла подвесная система. В момент следующего оборота пилота бросило к носовому узлу. Далее огромный темп вращения позволил только считать обороты. На выходе из четвертого оборота не выдержала старая добрая обшивка крыла, она разорвалась от задней кромки до махты. Это и спасло пилота. Вращение мгновенно прекратилось, дельтаплан, опустив нос с углом тангажа 30°, стремительно начал снижаться. Увидеть развязку нам не удалось. Новая мощная белая волна накрыла смельчака.

Через полчаса мы увидели Мишу, который отделался небольшим переломом ноги. Он рассказывал, как он открывал парашют сразу же после первого оборота. Все его внимательно слушали, но только мы с товарищем знали, что оборотов было четыре."

Так описывает кувырок опытный дельтапланерист Чечин В., свидетелем которого он был.

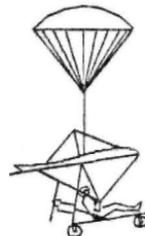
Кувырок — это опасный режим полета дельтаплана и на других летательных аппаратах до сих пор не встречался. В связи с этим теорию кувырка необходимо было разработать заново.

Основная сложность в изучении этого режима заключалась во внезапности и кажущейся непредсказуемости его проявления, а также в невозможности его повторения в летных испытаниях ввиду крайней опасности для пилота.

Весьма затруднительно было найти свидетельство пилота, побывавшего в кувырке. Оставшиеся в живых пилоты, как правило, получали тяжелые травмы, да и сам кувырок ввиду его быстротечности и запредельного для человека сочетания большой знакопеременной перегрузки и угловой скорости вращения не позволял пилоту правильно ориентироваться и сделать подробное описание. К тому же пилоты, как правило, не обладали необходимой профессиональной подготовкой, которой обладают, например, пилоты-испытатели.

Как исключение, можно привести описание кувырка опытным парашютистом-испытателем Ермоленко В.С. Благодаря своей высокой профессиональной подготовке, он смог спастись в этой ситуации.

В июне 1991 года под Казанью проводились летные испытания спасательной системы мотодельтаплана. По программе испытаний предусматривалось в полете на высоте 1200 м ввести спасательную систему, и затем после ее испытания она отцеплялась. В дальнейшем аппарат должен был произвести нормальную посадку. Кстати, движение, которое возникает в результате указанной процедуры, является классическим примером попадания дельтаплана в кувырок, что и случилось на самом деле.



После отцепки спасательной системы мотодельтаплан пошел вниз, увеличивая скорость. Одновременно с увеличением скорости снижения аппарат начал опускать нос. Пилот инстинктивно отдал ручку управления «от себя», тем не менее угловая скорость все время увеличивалась, и аппарат перевернулся на спину. В это мгновение сломалась поперечная балка крыла, вращение вокруг поперечной оси прекратилось и началось вращение вокруг нормальной. Пилот висел вниз головой в аппарате, который вращался с очень большой скоростью, и испытывал значительную отрицательную нормальную перегрузку.

«У меня было такое ощущение, будто глаза вылезли из глазниц и держались только на связках. Сознание постепенно уходило».

Только прекрасная профессиональная подготовка позволила ему выпутаться из разрушенной конструкции, и его пулей выбросило из нее. Перегрузка резко уменьшилась, и он смог воспользоваться спасательным парашютом.

Этот полет был весь заснят кинокамерой, но даже покадровый просмотр пленки не позволил определить момент отделения пилота от разрушенной конструкции, так велика была скорость отделения.

«Я стал только тогда понимать, почему разбиваются опытные пилоты в таких ситуациях. Влияние большой, знакопеременной перегрузки в сочетании со значительной угловой скоростью тангажа лишает физической и волевой возможности воспользоваться парашютом».

Наконец, можно привести еще одно свидетельство кувырка. В 1983 г. под Ленинградом на самодельном дельтаплане типа "Тайфун"

пилот неожиданно попал в кувырок. После переворота на спину произошла поломка консоли крыла, и далее аппарат беспорядочно падал на землю. При падении пилот получил тяжелую травму.

Сильнейшая стрессовая ситуация не позволила пилоту дать подробную информацию, и случай бы забылся, если бы не одно обстоятельство: этот кувырок был случайно заснят кинолюбителем. Несмотря на низкое качество съемки, траектория движения была зафиксирована сбоку под очень удачным ракурсом, поэтому пленку удалось расшифровать и получить развернутое по времени угловое положение крыла и пилота. После дальнейшей обработки была вычислена угловая скорость. Результаты анализа представлены на рис. 4.1-2.

Визуальный просмотр показал следующую картину развития событий. Летевший до того спокойно, дельтаплан, начал медленно опускаться нос, в то время как ноги пилота начали подниматься, что свидетельствовало о резком уменьшении перегрузки. По мере уменьшения угла тангажа крыла увеличивалась угловая скорость. Через 1,8 с дельтаплан перевернулся на спину, и произошла поломка консоли.

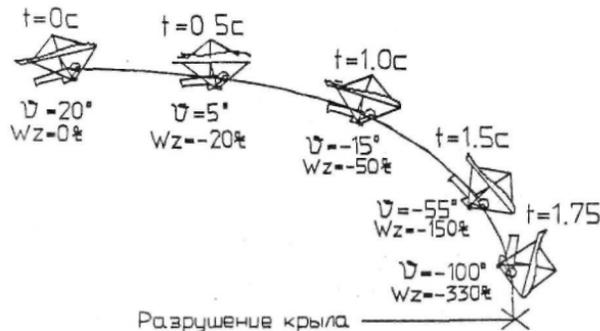


Рис 4. /-1. Траектория входа дельтаплана в кувырок

Таким образом, из приведенных описаний, а также других данных, можно сделать несколько общих замечаний:

- кувырок всегда наступает внезапно, часто без каких-либо видимых причин;
- вход в кувырок всегда стремителен и скоротечен;
- угловые скорости и перегрузки в кувырке бывают настолько велики, что пилот практически лишен возможности совершать осмысленные движения.

Статистика дает следующие варианты развития событий:

1. Дельтаплан входит в кувырок и кувырывается до самой земли. Это самый тяжелый случай. Пилот, как правило, не имеет возможности воспользоваться спасательной системой.

2. После переворота дельтаплана конструкция крыла ломается (обычно консоль за боковым узлом или складывается поперечная балка). Дальнейшее падение происходит беспорядочно, и пилот имеет возможность воспользоваться спасательной системой.

3. Дельтаплан переворачивается на спину, и пилот падает сверху на нижнюю поверхность крыла. В дальнейшем падение происходит по типу сухого листа. Это самый благоприятный случай и пилот имеет возможность воспользоваться спасательной системой или индивидуальным парашютом.

В последующих разделах будут рассмотрены причины и условия, приводящие дельтаплан к кувырке, рекомендации пилоту по действию в этой ситуации, а также методы его предотвращения.

## 4.2. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ КРЫЛА

Во время кувырка угол атаки изменяется во всем диапазоне  $-180^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$ , поэтому сделаем краткий анализ аэродинамических характеристик в этом диапазоне.

На рис 4.2-1 представлены характеристики  $C_{x\alpha}$ ,  $C_{y\alpha}$ ,  $m_z$  крыла транспортного мотодельтаплана Т-2М в диапазоне углов атаки

180° 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.

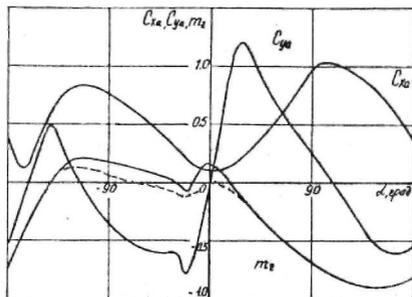


Рис. 4.2-1. Зависимости  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$ ,  $m_z(\alpha)$  модельтаплана Т-2М:  $\bar{X}_T = 0,34$ ;  $\bar{Y}_T = -0,74$ ;  
 - - - -  $m_z$  модельтаплана Т-Х

#### 4.2.1. Основные характеристики крыла

По характеру обтекания всю область можно разделить на три зоны:

1. Зона безотрывного обтекания,

$$-20^\circ < \alpha < 30^\circ.$$

2. Зона полного срыва потока,

$$-160^\circ < \alpha < -20^\circ \text{ и } 30^\circ < \alpha < 160^\circ.$$

3. Зона обратного (перевернутого) полета,

$$\alpha = 180^\circ \pm 20^\circ.$$

#### Зона безотрывного обтекания

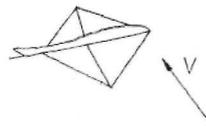
Эта зона наиболее хорошо изучена, так как это область эксплуатационных режимов полета. В диапазоне углов атаки  $\pm 15^\circ$  крыло обтекает без срыва, а при увеличении угла атаки срыв начинается в центральной части крыла. Зависимость  $C_{ua}$  ( $a$ ) близка к линейной, причем, несущие свойства крыла на положительных углах атаки явно выше, чем на отрицательных, критический угол атаки и  $C_{y_{\text{крит}}}$  больше.



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

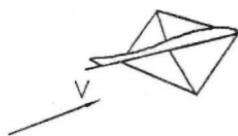
#### Зона полного срыва потока

Эта зона характеризуется практически полным срывом потока с верхней ( $a > 0$ ) или нижней ( $a < 0$ ) поверхностей. Крыло нагружено достаточно равномерно как по хорде, так и по размаху, все характеристики изменяются плавно.



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

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).

#### 4.2.2. Продольный момент

Для анализа характеристик продольной устойчивости рассмотрим характерные точки зависимости  $m_z(a)$ . Для удобства рассуждений введем понятие узловой точки.

Узловая точка — это значение угла атаки, на котором аппарат совершает установившийся полет. Это значит, что аппарат сбалансирован ( $m_x = 0$ ) и устойчив ( $m_z < 0$ ). Если какое-либо внешнее возмущение выведет его из этой узловой точки, то появившийся продольный момент будет возвращать аппарат в исходное положение. Эта точка как бы притягивает аппарат к себе. Узловую точку в летном диапазоне углов атаки будем называть главной узловой точкой.

Главная узловая точка мотодельтаплана Т-2М при определенном положении ручки управления находится на  $a = 17^\circ$ . Положение этой точки существенно зависит от положения центра масс (ручки управления). Например, при отклонении ручки управления вперед центр масс смещается назад. При этом главная узловая точка смещается на большие углы атаки, и аппарат сбалансируете я на меньшей скорости.

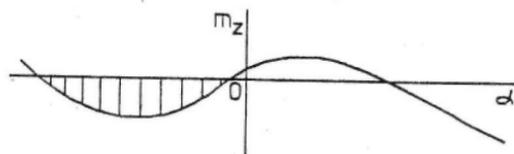
Имеется вторая узловая точка на  $a = -28^\circ$ . Это соответствует перевернутому положению аппарата. В этой точке теоретически возможно установившееся движение близкое к отвесному пикированию, хотя практически его осуществить невозможно: пилот просто упадет на крыло сверху.

Имеются еще две точки  $a = -12^\circ$  и  $a = -140^\circ$ , где  $m_x = 0$ , а  $m_z > 0$ . Эти точки характеризуют режим неустойчивого полета. В самом деле, если угол атаки аппарата, сбалансированного на этом режиме, под действием внешнего возмущения изменится, то появившийся продольный момент будет вращать его в сторону от исходного режима полета (как показано в разделе 1.2).

Здесь наиболее важную роль играет точка на  $a = -12^\circ$ , лежащая в зоне безотрывного обтекания. Если под действием какого-либо возмущения аппарат вышел на угол  $a < -12^\circ$ , то появившийся отрицательный момент будет вращать его в сторону дальнейшего уменьшения угла атаки. Эта точка играет большую роль в затягивании дельтаплана в кувырок, поэтому назовем ее  $a_{\text{в}}$  — углом атаки начала кувырка,

Еще одна характерная точка определяется при  $C_y = 0$  — это  $m_{y0}$ . Эта величина является важной характеристикой продольной устойчивости летательного аппарата. При изменении центровки што не изменяется. Если  $m_{y0} < 0$ , то такой аппарат имеет неудовлетворительные характеристики статической устойчивости и является опасным. У крыла Т-2М  $m_{y0} = 0.15$ , что обеспечивает очень большую (даже чрезмерную) статическую устойчивость на больших скоростях.

На отрицательных углах атаки имеется участок кривой, где  $m_z < 0$  ( $a = -12^\circ / -28^\circ$ ) с характерным изгибом, который называется «отрицательная ложка», в отличие от «ложки» на больших положительных углах атаки, имеющейся у некоторых схем самолетов. Как будет показано ниже, эта «отрицательная ложка» может провоцировать дельтаплан на вход в кувырок.



Подводя итог анализу продольных характеристик крыла Т-2М, можно отметить, что это крыло имеет удовлетворительные характеристики продольной устойчивости. Имеющаяся "отрицательная ложка" расположена достаточно далеко от эксплуатационных режимов полета, к тому же мала по величине и протяженности и не является опасной. Крыло имеет высокую степень продольной устойчивости ( $m_{\omega} = 0.15$ ). Летные испытания этого крыла полностью подтверждают этот вывод.

Там же на рис. 4.2-1 приведены характеристики экспериментального крыла Т-Х. Зависимости  $C_{m\alpha}$ ,  $C_{m\omega}$  ( $\alpha$ ) практически не отличаются от характеристик Т-2М., а характеристики продольного момента имеют существенные отличия:

- $m_{\omega} < 0$ , что характеризует неудовлетворительную статическую устойчивость крыла,
- имеется значительная «отрицательная ложка», расположенная в диапазоне  $\alpha = 2^\circ + -70^\circ$ ,
- угол атаки начала кувырка равен  $2^\circ$ , что очень близко к эксплуатационным углам атаки.

Такие неблагоприятные характеристики продольного момента делают полет на этом аппарате крайне опасным.

#### 4.2.3. Влияние центровки на продольный момент

Дельтаплан — это летательный аппарат с балансирным способом управления, которое осуществляется путем изменения положения центра масс. По сравнению с самолетом это изменение существенно больше, так у мотодельтаплана центр масс при выполнении различных маневров изменяется в диапазоне 35% САХ крыла, а у дельтаплана это изменение доходит до 70%. Следует отметить, что 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.

При изменении положения центра масс зависимость  $m_z(\alpha)$  изменяется, и новое значение момента определится по формуле:

$$m_z = m_{z1} - C_y (\bar{x}_{\tau 1} - \bar{x}_{\tau 2}) + C_x (\bar{y}_{\tau 1} - \bar{y}_{\tau 2}), \quad 4.2-а$$

здесь  $C_y$  и  $C_x$  — текущие коэффициенты нормальной и продольной аэродинамических сил в связанной системе координат. Пересчет коэффициентов сил из скоростной в связанную систему координат производится по формулам:

$$\begin{aligned} C_y &= C_{y\alpha} * \cos \alpha + C_{x\alpha} * \sin \alpha, \\ C_x &= C_{x\alpha} * \cos \alpha - C_{y\alpha} * \sin \alpha \end{aligned} \quad 4.2-6$$

Рассмотрим влияние смещения центровки вдоль осей  $OX$  и  $OY$ .

Смещение центровки вдоль оси  $OX$

Это смещение имеет место при обычном управлении, при этом центровка по оси  $OY$  практически не изменяется. С учетом 4.2-6 формула 4.2-а примет вид:

$$m_{z2} = m_{z1} - (C_{y\alpha} * \cos \alpha + C_{x\alpha} * \sin \alpha) * (\bar{x}_{\tau 1} - \bar{x}_{\tau 2}).$$

Рассмотрим зависимость  $m_z(\alpha)$  мотодельтаплана Т-2М при изменении положения центра масс в широком диапазоне (рис. 4.2.3-1).

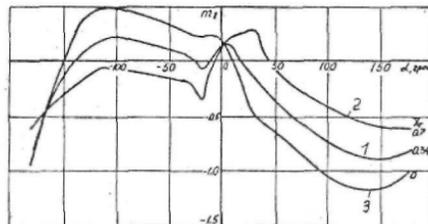


Рис 4.2.3-1. Коэффициент момента тангажа мотодельтаплана Т-2М при смещении центра масс по оси  $OX$ ;  $y_{\tau} = -0.74$

Когда пилот отклоняет ручку управления «от себя» центр масс смещается назад ( $X_m = 0,7$ ), и новому положению центра масс соответствует кривая 2. Кривая как бы повернулась вокруг точки  $m_0$ , и главная узловая точка сместилась на  $a_2$ . При этом ухудшаются характеристики устойчивости на отрицательных углах атаки: появилась «отрицательная ложка», и уменьшился угол атаки начала кувyrка. Так как изменение центровки у дельтаплана значительное, то трудно избежать этого ухудшения характеристик, следовательно предрасположенность дельтаплана к кувyrку заложена в самой компоновке аппарата.

При взятии «на себя» ручки управления центр масс смещается вперед, и новому положению соответствует кривая 3. В этом положении отсутствует «отрицательная ложка», а имеется с ней и угол атаки начала кувyrка, т.е. отсутствуют начальные условия входа в кувyrок. 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 в разделе 4.4, это не изменяет условий самовращения дельтаплана.

Смещение центровки вдоль оси  $OY$

Влияние смещения центровки по вертикали сказывается более сложным образом. Если  $x_{1l} = x_{1z}$ , то формула 4.2-а примет вид:

$$m_{z3} = m_{z1} + (C_{xa} * \cos \alpha - C_{ya} * \sin \alpha) * (\bar{y}_{1l} - \bar{y}_{1z}). \quad 4.2-г$$

Здесь соотношение между двумя слагаемыми  $C_{xa} * \cos \alpha$  и  $C_{ya} * \sin \alpha$  определяет знак и величину приращения момента тангажа.

На рис. 4.2.3-2 приведены зависимости  $m_z(a)$  при различном по высоте положении центра масс мотодельтаплана Т-2М.

Рассмотрим три положения центра масс: нормальное (кривая 1), пилот находится в плоскости крыла (кривая 4) и пилот находится на мачте крыла (кривая 5). Эти гипотетические варианты нам понадобятся для лучшего понимания причин кувyrка.

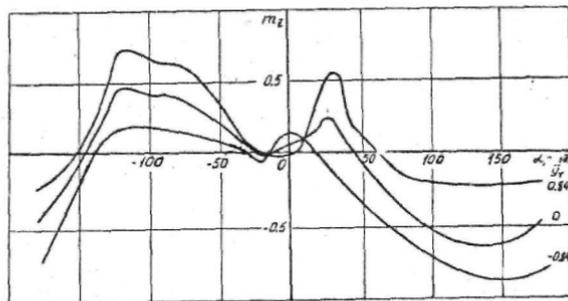


Рис 4.2.3-2. Коэффициент момента тангажа мотодельтаплана Т-2М при смещении центра масс по высоте:  $X_T = 0,34$

При поднятии центра масс кривая смещается вверх, как бы поворачиваясь вокруг двух полюсов, расположенных в районе  $a = \pm 10^\circ$ . Как будет показано в разделе 4.4 это существенным образом влияет на склонность дельтаплана к кувyrку.

#### 4.2.4. Момент демпфирования

Важной характеристикой, определяющей параметры вращения дельтаплана, является коэффициент демпфирования  $m_z^{\omega_z}$ . Как показано в разделе 1.3.1, этот момент направлен против вращения и замедляет его.

Исследования, проведенные на упругоподобной модели крыла дельтаплана «Славутич-УТ» в аэродинамической трубе, показали интересные особенности. В районе околонулевых углов атаки, момент демпфирования изменяет знак с отрицательного на положительный, т.е. появляется антидемпфирование крыла. Это значит, что на околонулевых углах атаки антидемпфирующий момент раскру-

чивает крыло. На рис. 4.2.4-1 приведена характеристика продольного демпфирования крыла дельтаплана "Славутич-УТ" фирмы Ан.

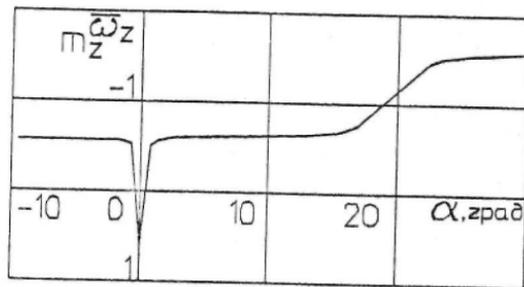


Рис 4.2.4-1. Коэффициент продольного демпфирования дельтаплана "Славутич-УТ"

Этот парадокс объясняется тем, что при изменении знака  $C_u$  на крыле обшивка «прохлопывает» вниз. У жесткого самолетного крыла такого антидемпфирования не наблюдается.

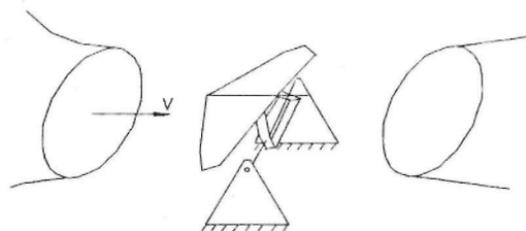
Это важная особенность дельтаплана, способствующая затягиванию его в кувырок.

#### 4.3 МОДЕЛИРОВАНИЕ КУВЫРКА В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

Моделировать кувырок можно с помощью небольшой модели в аэродинамической трубе. Для этого цели необходимо изготовить модель крыла в масштабе, позволяющую ей вращаться в рабочей части трубы. Подвесная система моделируется условно. Здесь самое главное обеспечить возможность вращения модели на оси установки, проходящей через условное положение центра тяжести натурального дельтаплана, а также весовой балансировки модели относительно этой оси. Балансировка модели производится с помощью специальных грузиков. Моделировать массу и моменты инерции не обязательно.

Ось, на которой вращается модель, должна быть достаточно жесткой и прочной.

Теперь можно поместить такую установку в рабочую часть аэродинамической трубы и провести исследования. Если включить трубу, то модель под действием потока воздуха установится на определенном угле атаки. Это и есть главная узловая точка. На этой модели можно наглядно продемонстрировать физическую природу устойчивости как статической, так и динамической.



Если ее отклонить от положения равновесия, она опять вернется в исходное положение после нескольких колебаний. Это значит, что модель статически и динамически устойчива в этом диапазоне углов атаки.

Если после отклонения модель не вернулась в исходное положение, то она неустойчива в этом диапазоне углов атаки. Здесь могут быть два варианта дальнейшего движения. Модель сразу начнет уходить дальше от положения равновесия — это значит, что модель статически неустойчива. Если она войдет в колебательный режим относительно положения равновесия с увеличивающейся амплитудой колебаний, то модель имеет положительную статическую устойчивость и отрицательную динамическую.

Изменяя скорость, мы можем убедиться, что положение главной узловой точки не изменится. Медленно вращая модель можно найти вторую узловую точку, которая соответствует перевернутому полету.

Уменьшая угол атаки, можно обнаружить угол атаки, после которого модель начинает вращаться с отрицательной угловой ско-

ростью. Это значит, что модель вошла в кувырок т.е. имеются необходимые условия установившегося самовращения. Если же модель не вращается, то необходимо ось вращения сместить назад и вниз и сбалансировать ее в новом положении.

Изменяя положения оси вращения модели, мы можем определить влияние положения центра масс на способность дельтаплана вращаться. Опыт показывает, что смещая вперед и вверх ось вращения, а следовательно и центр масс, мы можем найти положение, когда модель не будет вращаться. Отклонение вверх задней кромки в центральной части крыла, имитирующее работу АПУ, предотвращает наступление кувырка.

На такой простой модели мы можем получить наглядное представление о кувырке, а также определить влияние некоторых параметров на характеристики вращения.

#### 4.4. ДИНАМИКА КУВЫРКА

Рассмотрим теперь сам процесс входа дельтаплана в кувырок, а также условия установившегося его самовращения. Здесь следует выделить две стороны этого явления:

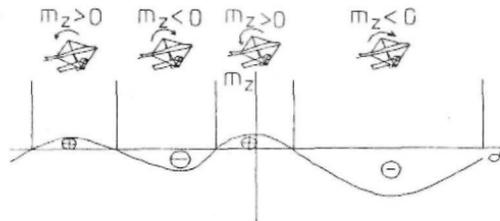
- во-первых, необходимые условия установившегося самовращения;
- во-вторых, достаточные условия входа дельтаплана в кувырок.

Необходимые условия самовращения

В качестве необходимых условий самовращения дельтаплана следует признать:

- наличие крутящего момента,
- сила натяжения троса, связывающего пилота с крылом, больше нуля.

Рассмотрим подробнее крутящий момент дельтаплана. При вращении дельтаплана с отрицательной угловой скоростью угол атаки последовательно изменяется в диапазоне  $180^\circ + -180^\circ$ , при этом на него действует продольный момент различного направления и величины. Отрицательный (пикрирующий) момент ускоряет вращение, а положительный (кабрирующий) — замедляет его.



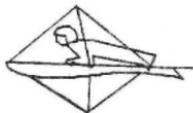
Таким образом, условия его вращения качественно определяются соотношением между величинами положительного и отрицательного моментов зависимости  $m_z(\alpha)$ . Если площадь с отрицательным моментом больше площади с положительным моментом, то обеспечиваются необходимые условия для поддержания вращения аппарата с отрицательной угловой скоростью. Если площади примерно равны или же площадь с отрицательным моментом меньше, то вращение с отрицательной угловой скоростью невозможно. На самом деле против вращения действует еще и демпфирующий момент, поэтому для установившегося вращения требуется, чтобы площадь с отрицательным моментом была, примерно, в  $1.5 + 2.0$  раза больше.

Испытания показали, что крыло Т-Х обладает очень большим отрицательным продольным моментом во всем положительном диапазоне углов атаки и небольшим переменным по знаку моментом в диапазоне отрицательных углов. Такое соотношение моментов на этом аппарате создает необходимые условия для установившегося самовращения с отрицательной угловой скоростью. Насколько это распространено среди дельтапланов, могут показать специальные исследования. Поскольку большой отрицательный момент имеет место в зоне полного срыва потока, где компоновка крыла не играет

существенной роли, то можно предположить, что эта предрасположенность к кувырку характерна для современных дельтапланов. Это очень важный вывод, из которого следует, что необходимо с большой долей осторожности относиться к режимам полета, на которых возможен выход дельтаплана на большие углы атаки.

Как показано в разделе 4.2., положение центра масс оказывает существенное влияние на характеристики продольного момента. Чем ниже расположен центр масс, тем большую величину отрицательного момента тангажа имеет дельтаплан и тем больше он предрасположен к кувырку. При поднятии центра масс вверх эта склонность уменьшается. Если центр масс расположен в районе центрального узла, то дельтаплан практически не склонен к самовращению. Но если центр масс поднять вверх в район мачты, то может наступить обратное вращение.

Сила натяжения троса зависит, в основном, от соотношения между силой тяжести и центробежной силой, возникающей при вращении пилота относительно общего центра масс. Если угловая скорость пилота небольшая, то пилот может упасть на крыло.



Теперь можно объяснить явление, когда дельтаплан после переворота на спину прекращает вращение. Это случается тогда, когда вход в кувырок вялый, и аппарат не успевает раскрутиться.

Пилот падает на крыло, приводя центр масс в район плоскости крыла, и необходимые условия для входа в кувырок исчезают.

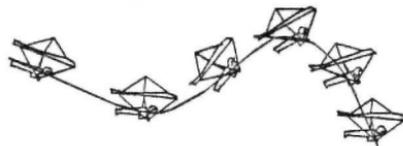
Достаточные условия входа дельтаплана в кувырок

Если имеются необходимые условия самовращения дельтаплана, это еще не значит, что он обязательно совершит кувырок. Опыт полетов показывает, что кувырки случаются, к счастью, довольно редко, поэтому необходимо рассмотреть предпосылки, приводящие к кувырку.

Как показано в разделе 4.2., важную РОЛЬ играют характеристики продольной устойчивости на малых и отрицательных углах атаки. Если  $m_w > 0.05$ , "отрицательная ложка" отсутствует или невелика, и  $a_w$  сминут в сторону больших отрицательных углов

атаки, как при передней так и при задней центровке, то вход в кувырок такого дельтаплана в обычном полете практически невероятен. Действительно, допустимые эволюции или обычно встречающиеся вертикальные порывы не способны вывести дельтаплан из рассматриваемой зоны характеристик, а в ней полет безопасен.

Но если аппарат совершает маневр, при котором он выходит из зоны безопасных характеристик, то он может сорваться в кувырок. Особенно опасна в этом смысле мертвая петля, вернее, не сама она а ее невыполнение, то есть выход в «колокол».



В этом случае углы атаки могут достигь  $90^\circ$ , и тогда кувырок обеспечен. Статистика происшествий показала, что это наиболее частая причина кувырка дельтапланов.

Но если дельтаплан имеет неудовлетворительные характеристики продольной устойчивости, как, например, Т-Х, то вероятность входа в кувырок очень высока даже на обычных режимах полета. Рассмотрим возможные варианты поведения дельтаплана Т-Х при небольшом отклонении ручки управления.

Вход в кувырок на большой скорости

Как было показано в разделе 4.2., мотodelьтаплан Т-Х обладает неудовлетворительными характеристиками продольной устойчивости на малых и отрицательных углах атаки ( $m_w < 0$ ,  $a_w = 2^\circ$  и имеется большая «отрицательная ложка»). Площадь с отрицательным продольным моментом превышает площадь с положительным моментом более чем в три раза. Налицо необходимые и достаточные условия для кувырка этого аппарата, особенно на большой скорости.

Расчетные исследования показали, что полет этого мотодельтаплана на большой скорости очень опасен: всякое, неосторожное отклонение ручки управления приводит к кувырку.

Рассмотрим поведение аппарата, сбалансированного на скорости 90 км/ч, при небольшом отклонении «на себя» ручки управления.

Аппарат опускает нос с нарастающей скоростью и входит в кувырок. На рис. 4.4-1 показано изменение угла атаки, тангажа и угловой скорости на начальном этапе входа в кувырок.

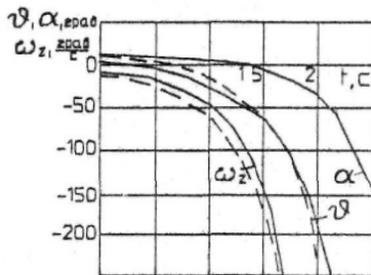


Рис 4.4-1. Вход в кувырок мотодельтаплана Т-Х после отклонения «на себя» ручки управления  
 ----- - дельтаплан «Тайфун»

Сразу после отклонения ручки параметры движения практически не изменились. В течении первой секунды происходит плавное уменьшение перегрузки и тангажа (нос аппарата начал опускаться). Если специально не готовиться к этому режиму, то пилот может не ощутить приближения катастрофы. Здесь еще сохраняется возможность избежать ее. Подъемная сила положительная, и управление аппаратом прямое. Можно рекомендовать пилоту энергично отдать ручку управления «от себя», чтобы прекратить опускание носа вниз. При этом пилот не должен допускать резкого взмывания аппарата, потому что здесь кроется другая опасность, которую мы рассмотрим ниже.

После первой секунды движение носит необратимый характер. Аппарат проскакивает угол атаки начала кувырка, после которого начинает действовать момент на пикирование. Происходит быстрое изменение всех параметров. Это уже режим неуправляемого движения — кувырка. Действительно, подъемная сила здесь отрицатель-

ная, и для создания кабрирующего момента на вывод из кувырка требуется обратное движение, т.е. взять ручку управления «на себя», причем, движение должно быть энергичным и глубоким. Но в том то все и дело, что на большой скорости ручка управления практически полностью взята «на себя», и запаса хода нет.

Угловая скорость резко увеличивается, перегрузка и тангаж крыла быстро уменьшаются, пилот теряет ориентировку в пространстве и способность совершать осмысленные действия.

Уже через 2 с после начала «дачи» аппарат выходит на режим самовращения, причем, угловая скорость достигает 360°/сек, вертикальная перегрузка изменяется в пределах  $\pm 2,5$ , а траектория близка к отвесной. Можно отметить, что при установившемся кувырке скорость падения изменяется незначительно и колеблется около некоторой величины, называемой скоростью кувырка. Эта скорость для Т-Х составляет около 80 км/час, т.е. скорость встречи мотodelтежи с землей велика и в некоторой степени зависит от фазы вращения. Если скорости  $V$  и  $V_{\text{квр}}$  мотodelтежи совпадают по направлению, то они суммируются, и результирующая скорость больше 80 км/час, если имеют противоположное направление, то вычитаются. Оценим это изменение.

Для Т-Х :

$$W_z = 2v \quad 1/c \quad (1 \text{ об/с})$$

и  $U \text{ тел} = 0,5 \text{ м}$  (Расстояние от центра масс всего аппарата до центра масс мотodelтежи).

$$V_{\text{квр}} = W_z * Y_{\text{мса}} = 2 * 3,14 * 0,5 = 3,14 \text{ м/с} - 10 \text{ км/ч.}$$

На этом же рисунке нанесены значения  $U$  и  $w_z$  реального кувырка, происшедшего с пилотом (см. раздел 4.1.). Характер этих зависимостей хорошо совпадает, что свидетельствует о правильном моделировании этого явления.

Вход в кувырок с горки

Рассмотрим еще один вариант управления: на той же скорости 90 км/час пилот отдал «от себя» ручку управления. Аппарат выполнил горку и сорвался в пикирование, перешедшее затем в кувырок. На рис. 4.4-2 представлены результаты моделирования этого движения на ЭВМ.

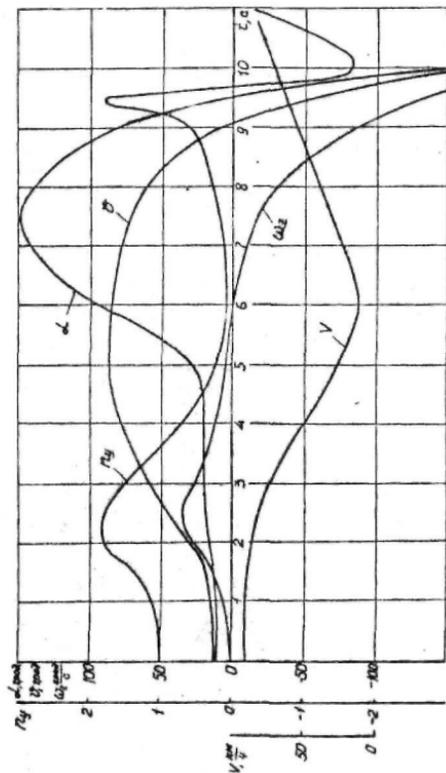


Рис. 4.4-2. Вход в кувырок модели дельтаплана при выполнении горки

Это наиболее частая причина входа дельтаплана в кувырок, поэтому сделаем подробный анализ изменения основных параметров движения.

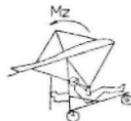
Рассмотрим посекундное изменение основных параметров движения,

### 1 секунда



Исходный режим полета — горизонтальный полет со скоростью 90 км/час. Пилот отклонил «от себя» ручку управления. Параметры движения практически не изменились.

### 2 секунда



Первыми отреагировали на «дачу» угловая скорость  $\omega_z$  и перегрузка  $n_z$ , которые достигли максимума к исходу второй секунды, затем начинает увеличиваться тангаж (аппарат поднимает нос).

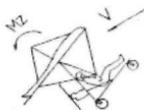
Вообще говоря, это нормальная реакция дельтаплана на отклонение ручки управления «от себя», и она не вызывает у пилота подозрений. Моделирование на ЭВМ различных вариантов управления показало, что только в течении этой секунды у пилота имеется теоретическая возможность предотвратить опасное развитие событий. Для этого он должен энергично взять ручку управления «на себя», прекратить вращение и плавными соразмеренными движениями вывести аппарат в горизонтальный полет. После этого необходимо уменьшить скорость. Если он этого не сделает, то после 2-й сек происходит практически неуправляемое движение аппарата.

### 3 секунда



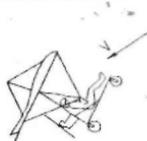
Угловая скорость на кабрирование достигает максимума, угол тангажа продолжает интенсивно увеличиваться, аппарат начинает набирать высоту и тормозиться.

#### 4 и 5 секунда



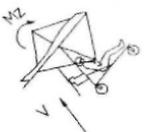
Аппарат принимает почти вертикальное положение в кругом наборе высоты и интенсивно тормозится, перегрузка быстро уменьшается, и в конце 5-й сек он как-бы зависает. Это вершина горки.

#### 6—8 секунда



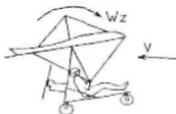
Аппарат сохраняет практически вертикальное положение, и начинает падать на хвост. Перегрузка при этом около нуля, и пилот ощущает невесомость. Угол атаки  $130^\circ$ , Под действием момента на пикирование появляется отрицательная угловая скорость.

#### 9 секунда



Под действием момента на пикирование угловая скорость, растет, угол атаки уменьшается, и аппарат быстро опускает нос. Под действием большого пикирующего момента угловая скорость растет, а угол атаки уменьшается.

#### 10 секунда



Угловая скорость стремительно увеличивается, аппарат мгновенно проскакивает главную узловую точку и угол атаки начала кувырка. Далее аппарат выходит на "отрицательную ложку". Появившийся отрицательный продольный момент продолжает раскручивать дельтаплан, и он выходит на режим установившегося самовращения.

Конечно, рассмотренная модель движения в определенной степени условна. Здесь принято, что ручка управления жестко зафиксирована, тогда как в этой ситуации пилот будет энергично отклонять

ее, или под действием угловой скорости и знакопеременной перегрузки выпустит ее из рук. Анализ возможных перемещений ручки показывает, что за исключением очень небольшого начального периода времени, всякое отклонение ручки в процессе дальнейшего движения либо ухудшает ситуацию, либо неэффективно.

При моделировании не учитывалось также влияние угловой скорости на характеристики  $C_{x_0}$ ,  $C_{y_0}$ ,  $m_z$ , т.к. в настоящее время не имеется общепринятой методики учета угловой скорости такой большой величины. Предварительные оценки показали, что указанные факторы не могут оказать принципиального влияния на характер движения и изменить конечный результат,

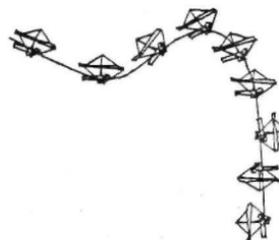
## 4.5. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА И ОПАСНОЙ СИТУАЦИИ

Итак, мы рассмотрели необходимые и достаточные условия попадания дельтаплана в кувырок, а также динамику этого режима полета. Рассмотрим теперь возможные действия пилота в различных ситуациях.

### Сваливание из мертвой петли

Это наиболее частый случай входа дельтаплана в кувырок. В момент сваливания угол атаки может достигать более  $90^\circ$ , а здесь, как видно из рис. 4.2-1, очень большой коэффициент момента тангажа на пикирование. Пока аппарат не набрал скорость, абсолютная величина пикирующего момента небольшая, но по мере набора скорости этот момент быстро увеличивается (пропорционально квадрату скорости) и начинает раскручивать дельтаплан.

В этой ситуации пилот должен предпринять энергичные усилия для сохранения скорости, для чего, пока сохранилась управляемость, необходимо энергично отклонить ручку управления в сто-



рону и выйти на косую петлю. После набора скорости дельтаплан можно перевести в нормальный полет.

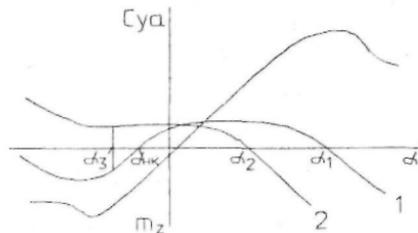
Но если время угушено, и аппарат завис в воздухе, то основной задачей пилота является попытка уменьшения тангажа крыла. Если тангаж крыла меньше  $90^\circ$ , можно рекомендовать пилоту энергично взять ручку управления «на себя» и максимально выйти вперед из рулевой трапеции. Поскольку масса крыла в 2.5 + 3.5 раза меньше массы пилота, а аэродинамические силы незначительны, то фактически крыло поворачивается относительно пилота, и аппарат опускает нос вниз.

Если при зависании угол тангажа близок к  $90^\circ$ , то можно рекомендовать пилоту резко отклонить ручку управления в сторону с тем, чтобы попытаться опустить нос через крыло.

Если эти попытки не увенчались успехом или пилот упустил время, он должен воспользоваться спасательным парашютом, пока угловая скорость небольшая и он сохраняет способность к осознанным действиям.

#### Малые скорости

Этот полет проходит на большом угле атаки с отданой «от себя» ручкой управления, при этом центровка задняя. Аппарат с этим положением центра масс имеет удовлетворительные характеристики продольной устойчивости на положительных углах атаки и неудовлетворительные на отрицательных (кривая 1). Имеется «отрицательная ложка», и  $a_{\text{м}}$  может иметь Небольшую величину.



Тем не менее запас от балансировочного угла атаки  $a_1$  до угла атаки начала кувьрка у правильно спроектированного дельтаплана достаточен, чтобы обеспечить безопасный полет. Только очень силь-

ный нисходящий порыв ветра может ввести дельтаплан в кувьрок. Здесь наиболее опасен случай, когда дельтаплан переходит из восходящего потока в нисходящий на малой скорости или попадает в вихрь (ротор).

В этом случае угол атаки изменяется внезапно и на большую величину, вследствие чего аппарат не успевает отреагировать на это изменение. Например, нисходящий порыв  $W_y = -6$  т/с при скорости полета 12 м/с вызывает уменьшение угла атаки на  $26,5^\circ$ . Если при таком внезапном уменьшении угла атаки последний не достигнет  $a_{\text{м}}$ , то аппарат самостоятельно выйдет на исходный режим полета с «клевок» и потерей высоты.

Но если порыв был достаточно сильным, и угол атаки  $a_3$  стал меньше угла атаки начала кувьрка, то это явится началом кувьрка. Пилот почувствует, как усилия на ручке управления ослабли, трос подвесной системы провис, и дельтаплан начинает резко опускать нос («клевок»). При этом обшивка прохлопывает (изменяется направление подъемной силы). Это основные признаки начала кувьрка.

В этой ситуации пилоту инстинктивно хочется отдать ручку управления «от себя», но это действие только усугубит ситуацию. Поэтому пилот должен энергично взять «на себя» ручку управления, подождать, пока аппарат наберет скорость, после чего плавно отдать ее и выйти в нормальный полет. При взятии «на себя» ручки управления центровка сместится вперед, и этому положению центра масс будет соответствовать кривая 2. Так как на этой кривой при том же угле атаки продольный момент положительный, то аппарат начнет поднимать нос и будет возвращаться в главную узловую точку  $a_2$ , где и остановится.

Здесь представлена упрощенная модель движения аппарата. На самом деле движение будет более сложным. Во-первых, при энергичном отклонении ручки управления происходит взаимное отклонение крыла и подвески в разные стороны, в результате чего угол атаки крыла еще немного уменьшится. Во-вторых, принятая модель не учитывает реакцию пилота на изменение ситуации.

Точное моделирование этих особенностей на ЭВМ с учетом реакции пилота дает практически такой же результат.

Необходимо предостеречь начинающих пилотов от неосознанных и поспешных действий, когда любое даже незначительное опускание носа может быть принято за начало кувьрка. Если к небольшому и неопасному опусканию носа пилот добавит энергично взять «на себя» ручки управления, то при небольшом запасе высоты он может оказаться в сложной ситуации.

Вход в режим кувьрка на большой скорости хотя и имеет такую же физическую природу, как на малой скорости, тем не менее имеется ряд серьезных отличий.

Для разгона аппарата пилот отклоняет ручку "на себя". При этом центр масс смещается вперед, и характеристики продольной устойчивости на всех эксплуатационных углах атаки правильно спроектированного дельтаплана наверняка удовлетворительные. В этом случае кувьрка бояться не следует. Для выдерживания большой скорости пилот должен прикладывать значительные тянущие усилия к ручке управления.

Но если дельтаплан неудачно спроектирован или в погоне за большими скоростями пилот снял АПУ, недопустимо уменьшив при этом  $m_{z0}$  ( $m_{z0} < 0.05$ ) и ухудшив устойчивость на отрицательных углах атаки, то полет на таком аппарате становится опасным.

На рис. 4.5-1 представлены характеристики Т-Х в режимах большой (кривая 1) и малой (кривая 2) скоростей.

Особенность характеристик устойчивости дельтаплана заключается в том, что на малой скорости в районе главной узловой точки устойчивость увеличивается. Вследствие этого полет такого дельтаплана на малой скорости вполне нормальный и не вызывает опасений.

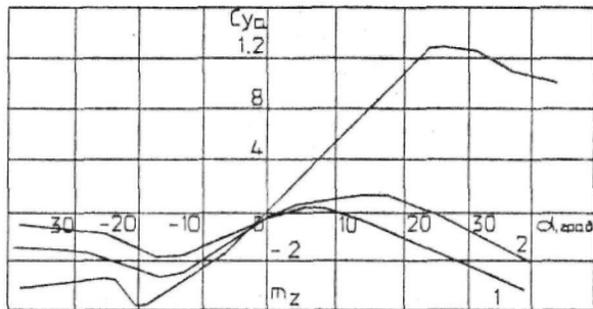


Рис. 4.5-1. Аэродинамические характеристики дельтаплана Т-Х, стабилизированного на различных скоростях:  
1 —  $V = 90$  км/час;  
2 —  $V = 65$  км/час

Запас углов атаки до  $a_{кв}$  достаточно велик, и сваливание такого аппарата происходит так же, как у нормального (см. раздел 2.2). Хотя сильные нисходящие порывы и могут ввести аппарат в кувьрок, они не так часто встречаются.

Иное дело большая скорость. Здесь запас между главной узловой точкой  $a_2$  и  $a_{кв}$  для Т-Х очень мал. Небольшое внешнее возмущение или неосторожное отклонение ручки управления может вывести аппарат за  $a_{кв}$ , и кувьрок неизбежен.

Действовать, как в предыдущем случае (взять ручку управления «на себя»), не представляется возможным: ручка уже почти уперлась в грудь. Единственный способ предотвратить этот опасный режим — заранее уйти на малые скорости.

Характерным признаком такого аппарата является пропадание или даже изменение знака усилий на ручке управления на большой скорости. Почувствовав уменьшение усилий на большой скорости, пилот должен плавно сбросить газ и короткими соразмеренными движениями отклонять ручку управления «от себя», не допуская взмывания аппарата. После этого вывести его на среднюю скорость и произвести посадку.

Следует помнить, что излишне резкие движения могут вывести аппарат на горку, откуда срыв в кувьрок вполне вероятен, как показано в разделе 4.4.

Начальным условием для входа в кувьрок может быть даже резкая уборка газа, если ось винта проходит ниже общего центра тяжести. Действительно, на установившемся режиме полета момент на кабрирование, создаваемый тягой двигателя, уравновешивается остальными моментами. При выключении двигателя кабрирующий момент внезапно исчезает, а противодействующий ему пикирующий остается; он-то и может загнать аппарат в кувьрок.

В этом случае единственным спасением является использование парашютной спасательной системы, и то только на начальной стадии, пока угловая скорость и перегрузка еще малы.

#### 4.6. МЕРОПРИЯТИЯ ПО ПРЕДОТВРАЩЕНИЮ КУВЬРКА

В разделе 4.4 рассмотрены необходимые условия установившегося самовращения, а также факторы, способствующие входу дельтаплана в кувьрок, но основной задачей конструктора является создание дельтаплана, не склонного к кувьрку.

Исследования показали, что для практического исключения попадания дельтаплана в кувырок необходимо обеспечить следующие характеристики продольной устойчивости на малых углах атаки:

1.  $m_{z0} > 0.05$ ;

2.  $\alpha_{НК} < -10^\circ$

при положении центра масс, которое соответствует балансировке дельтаплана на максимальной скорости полета.

Укажем на некоторые конструктивные решения, позволяющие улучшить эти характеристики.

Установка антипикирующих устройств является наиболее надежным и проверенным устройством предотвращения кувырка, о котором подробно рассказано в разделе 2.3.

Можно рекомендовать установку на крыле профилей с большой величиной  $m_{z0}$ . Наиболее просто такие профили получить, отгибая хвостовики лат вверх.

#### Длина подвесной системы

Как было показано в разделе 4.2., смещение вверх центра масс уменьшает "отрицательную ложку" момента тангажа. Этот способ является менее эффективным, поскольку диапазон возможного смещения невелик. К тому же его влияние на другие характеристики устойчивости и управляемости изучено недостаточно, поэтому пользоваться этим способом необходимо осторожно.

#### Другие методы

Из курса механики известно, что установившееся вращение аппарата возможно вокруг оси с наименьшим моментом инерции. Первые дельтапланы имели малое удлинение и большую корневую хорду, вследствие чего минимальный момент инерции у них был относительно оси  $Ox$ . Это явилось одной из причин их неспособности входить в кувырок.

Одним из интересных способов решения проблемы может быть установка слабого звена в конструкции крыла. Известны случаи, когда дельтапланерист выходил из катастрофической ситуации после поломки крыла. В этом случае вращение прекращалось, и по-

являлась возможность использовать спасательный парашют. Наиболее благоприятным можно считать складывание крыла под действием положительной перегрузки, т.е. вверх. Тогда пилот не запутается в обломках конструкции и может воспользоваться парашютом.

Наконец, можно предложить еще один способ спасения пилота — это использование спасательной системы. Анализ динамики входа дельтаплана в кувырок показал, что у пилота мало шансов самостоятельно ввести ее в действие. Это определяется двумя факторами:

- очень малое время для принятия решения;
- невозможность для пилота совершать осмысленные действия в развившемся кувырке.

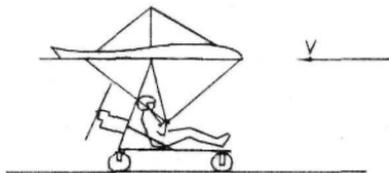
Следовательно, система спасения должна вводиться в действие автоматически, без участия пилота, от специальных датчиков. В качестве таковых наиболее подходящими представляются датчики  $n_y$  и  $w_z$ . Действительно, точкой начала необратимого режима кувырка является  $a_{кр}$ , при этом  $w_z < 0$  и  $n_y < 0$ . Использование датчика  $w_z$  позволит избежать случайного срабатывания системы спасения при воздействии кратковременного нисходящего порыва.

## 4.7. КОНТРОЛЬ ОПАСНЫХ ДЕЛЬТАПЛАНОВ

Таким образом, мы знаем, что склонность дельтаплана к кувырку определяется неблагоприятными характеристиками продольного момента крыла, в частности, малой величиной  $m_{z0}$  и наличием «отрицательной ложки». Можно предложить следующие способы определения опасных дельтапланов.

Наиболее надежным и безопасным способом является испытание дельтаплана в аэродинамической трубе с целью исследования характеристик продольной и боковой устойчивости в широком диапазоне углов атаки и скольжения. Но эти испытания дорогостоящие и практически недоступны для большинства дельтапланеристов. В этом случае аэродинамическую трубу может заменить автостелд, оборудованный специальными аэродинамическими весами.

В клубных условиях можно предложить весьма простой способ оценки одной из характеристик продольной устойчивости дельтаплана —  $M_{\sigma}$ . Для этого дельтаплан подвешивают за центральный узел на мототележку или специальное приспособление, выставляют крыло в горизонтальное положение и ставят против ветра.



При достаточно большой скорости ветра по величине и знаку усилий можно оценить знак  $M_{\sigma}$ . Если ручку вырывает вперед, то знак  $M_{\sigma}$  положительный, если ручку прижимает к груди — то отрицательный, и требуется перерегулировка АПУ. Следует отметить, что точка подвески крыла играет в этом случае второстепенную роль, т.к. при  $a \sim 0$  подъемная сила близка к нулю. Центр масс крыла находится в районе центрального узла, поэтому сила тяжести крыла также создаст незначительный момент. Остается момент  $M_{\sigma}$ , который пропорционален квадрату скорости и хорошо ощущается на ручке.

Склонность дельтаплана к кувырку можно оценить также в полете по усилиям на ручке управления. Если при увеличении скорости до максимальной усилия на ручке уменьшаются или же переходят на обратные по знаку — это первый признак неблагоприятных характеристик продольной устойчивости на малых углах атаки. Такое крыло требует немедленной регулировки.

## 5. БОКОВАЯ НЕУСТОЙЧИВОСТЬ ДЕЛЬТАПЛАНА

### 5.1. ЧТО ТАКОЕ БОКОВАЯ НЕУСТОЙЧИВОСТЬ ДЕЛЬТАПЛАНА

«Это произошло в 1983 г. на горе Клементьева в Крыму во время облетывания нового дельтаплана. Обшивка крыла была туго натянута, так что в полете она лежала на концевых подпорках АПУ.

Была хорошая погода, дул благоприятный южный ветер. После старта дельтаплан стало разворачивать вправо на склон. Необходимо было срочно исправить, как я решил, ошибку на старте, и я дал левый крен, вероятно, сильнее необходимого; аппарат охотно послушался и резко пошел на склон теперь уже влево. Естественно, пришлось энергично вырывать аппарат из левого крена, чтобы избежать столкновения со склоном.

После отворота от склона, аппарат пошел вправо с увеличением скорости и опусканием носа. При выводе из крена он сделал еще больший нырок влево. Мой взгляд уперся в каменистую поверхность склона. Я уже приготовился падать; ничего кругом уже не было видно, только камни на склоне, которые неумолимо приближались. У меня хватило времени, чтобы собраться и вспомнить, что это, видимо, голландский шаг, и нужно освободить ручку управления, что я и сделал, слегка ее придерживая. Но после этого аппарат сделал еще больший нырок уже вправо, и мне ничего не оставалось, как вцепиться в ручку трапеции и ждать, чем это все закончится. Дельтаплан сделал еще несколько глубоких нырков, совершенно на меня не реагируя.

Затем мое внимание зафиксировалось на быстро приближающейся земле, и я инстинктивно отдал ручку управления «от себя». Дельтаплан начал успокаиваться и завис метрах в пяти над землей. С этой высоты я спарашютировал и с грохотом упал на землю. После благополучного приземления я в течении 15 + 20 мин сидел и обдумывал происшедшее.

Последующие полеты я проводил осторожно. Обшивка обтянулась, лопухи (концевые части крыла) стали подниматься над концевыми подпорками и в дальнейшем такого явления не наблюдалось.»

Так описывает один из опасных режимов бокового движения опытный дельтапланерист Хесин В. Это весьма характерный случай раскачки в боковом движении, и мы в дальнейшем проанализируем его. Статистика показывает, что неблагоприятные характеристики боковой устойчивости и недостаточная подготовленность пилота, являются одними из наиболее частых причин летных происшествий.

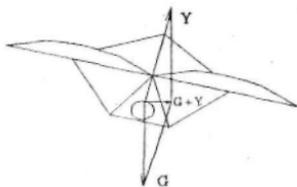
## 5.2. ОСНОВНЫЕ СИЛЫ И МОМЕНТЫ

Боковое движение дельтаплана происходит относительно осей  $OX$  и  $OY$  и определяется в основном характеристиками устойчивости по крену (поперечная устойчивость) и курсу (путевая или флюгерная устойчивость), демпфирующими и перекрестными моментами, а также моментами инерции. Для лучшего понимания физической сущности бокового движения рассмотрим эти характеристики.

### Поперечная устойчивость

Под поперечной устойчивостью понимается способность дельтаплана устранять возникший угол крена. Сам по себе угол крена

не вызывает изменение картины обтекания дельтаплана и не влияет на его характеристики. Однако при этом нарушается равновесие сил, и подъемная сила уже не уравновешивает силу тяжести. Под действием равнодействующей ( $Y + G$ ) дельтаплан начинает искривлять траекторию движения, двигаясь вправо в сторону опущенной консоли, и появляется угол



скольжения. Если поток направлен на дельтаплан со стороны правого опущенного полукрыла, то угол скольжения положительный.

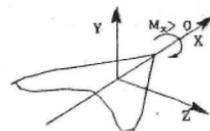
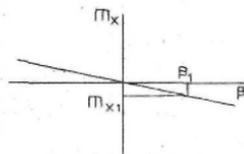
Самостоятельно устранить крен дельтаплан может только тогда, когда при накренин и возникновении скольжения появится момент крена, стремящийся поднять опущенное или, как его еще называют, опережающее полукрыло.

Еще раз отметим, что на величину момента крен не оказывает непосредственного влияния. Его влияние сказывается через скольжение: угол крена вызывает появления угла скольжения, а последний уже обуславливает возникновение момента крена. Таким образом, поперечная устойчивость — это способность дельтаплана крепиться в сторону, обратную скольжению.

На рисунке показана характеристика поперечной устойчивости дельтаплана. В аэродинамике используется обычно не сам момент, а его коэффициент, определяемый по формуле:

$$m_x = \frac{M_x}{q S l}$$

где  $M_x$  — момент крена;  $q$  — скоростной напор;  $S$  — площадь крыла;  $l$  — размах крыла.



Принято, что момент, опускающий правое полукрыло — положительный. Таким образом, при накренин правого полукрыла вниз угол скольжения положительный ( $\beta$ ), а появившийся момент крена ( $m_x$ ) отрицательный. Этот момент стремится поднять опущенное полукрыло. Такая характеристика определяет устойчивый По крену дельтаплан, т.е. выполняется условие

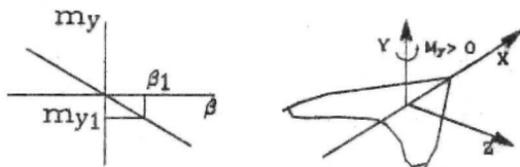
$$\frac{d m_x}{d \beta} = m_x^{\beta} < 0.$$

Чем больше по абсолютной величине  $m_{\beta}^{\beta}$ , тем выше устойчивость по крену. Поперечная устойчивость зависит от формы и расположения крыла относительно центра масс и при перемене режима полета изменяется в широких пределах.

### Путевая устойчивость

Под путевой (флюгерной) устойчивостью понимается способность дельтаплана самостоятельно, без вмешательства пилота, противодействовать изменению угла скольжения. Если, например, под действием бокового ветра появился угол скольжения, то устойчивый дельтаплан будет самостоятельно уменьшать этот угол, поворачиваясь навстречу ветру подобно флюгеру. Отсюда и вытекает название этого вида устойчивости.

Флюгерная устойчивость у дельтаплана определяется, в основном, углом стреловидности крыла и углом атаки. Момент, стремящийся повернуть крыло по часовой стрелке при виде сверху, будем считать отрицательным.



Таким образом при накренивании правого полукрыла вниз угол скольжения положительный ( $\beta_1$ ), а появившийся путевой момент ( $m_{y1}$ ) — отрицательный. Такая характеристика определяет устойчивость по пути дельтаплан, т.е. выполняется условие:

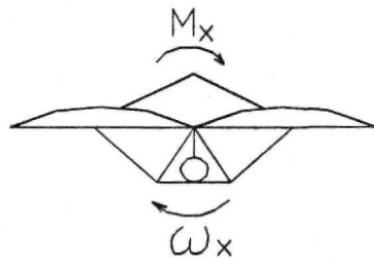
$$\frac{d m_y}{d \beta} = m_y^{\beta} < 0.$$

Чем больше по абсолютной величине  $m_y^{\beta}$ , тем выше путевая устойчивость дельтаплана. Следует обратить внимание на условность термина «путевая устойчивость». Дельтаплан сохраняет кулевой угол скольжения, а не направление полета.

### Демпфирующие и перекрестные моменты

Следует заметить, что боковое движение представляет собой сложный процесс, где кроме характеристик боковой устойчивости и управляемости необходимо учитывать и другие характеристики: демпфирование и спиральные моменты.

Рассмотрим кратко физическую сущность этих характеристик. Общим является то, что они появляются только при вращении дельтаплана, пропорциональны угловой скорости и направлены против его вращения.



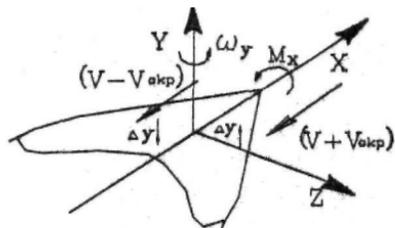
Коэффициент момента демпфирования крена  $m_x^{\omega_x}$  у дельтаплана значительный, так как дополнительная скорость от вращения относительно оси  $OX$  направлена перпендикулярно плоскости крыла.

Момент демпфирования рыскания, напротив, близок нулю, так как вращение вокруг оси  $OY$  происходит в плоскости крыла.



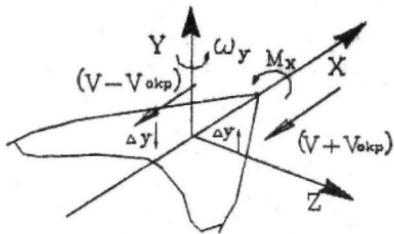
Перекрестные моменты возникают, когда при вращении дельтаплана вокруг одной из осей появляется момент относительно другой оси. Из перекрестных моментов можно выделить моменты крена ( $m_x^{\omega_y} * \omega_y$ ) и рыскания ( $m_y^{\omega_x} * \omega_x$ ).

Сущность перекрестного момента крена заключается в том, что при вращении дельтаплана вокруг оси  $OY$  консоли полукрыла имеют разную скорость: на опережающем полукрыле скорости обусловленные его вращением и поступательная складываются, а на отстающем — вычитаются. Следствием этого является увеличение подъемной силы на опережающем крыле и уменьшение на отстающем.



Это приводит к появлению момента, стремящегося накренить дельтаплан в сторону отстающего полукрыла. Так как этот момент способствует входу дельтаплана в движение по спирали, то его еще называют спиральным моментом крена.

При вращении дельтаплана вокруг оси  $OX$  изменяются углы атаки на полукрыльях: у опускающегося полукрыла они увеличиваются, у поднимающегося — уменьшаются. Возникающие дополнительные продольные силы создают перекрестный момент рыскания  $m_y^{\alpha x} * \omega_x$ .



Моменты инерции  $I_x$  и  $I_y$  играют существенную роль в процессах бокового движения. У дельтаплана они близки по величине.

На рис. 5.2-1 представлены основные характеристики боковой устойчивости мотодельтаплана Т-2М. Эти характеристики зависят не только от угла скольжения, но и от угла атаки. Поскольку зависимости  $m_x^{\beta}$  и  $m_y^{\beta}$  в диапазоне эксплуатационных углов скольжения имеют линейный характер, здесь представлены не сами моменты, а их производные в зависимости от угла атаки.

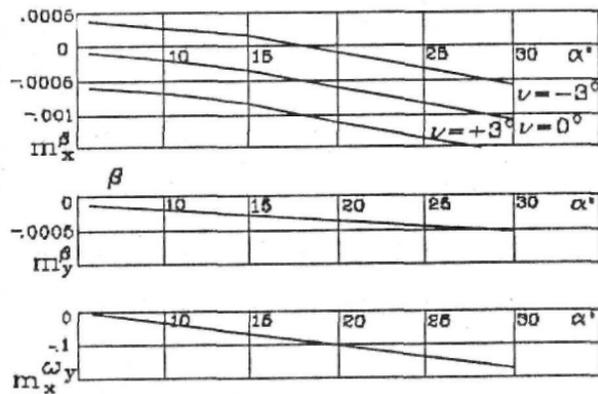


Рис 5.2-1. Характеристики боковой устойчивости мотодельтаплана Т-2М

### 5.3. ФИЗИЧЕСКАЯ ПРИРОДА РАЗВИТИЯ БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ ТИПА «ГОЛЛАНДСКИЙ ШАГ»

Совместное влияние моментов путевой и поперечной устойчивости характеризует боковую устойчивость дельтаплана и определяет его боковое движение. Рассмотрим развитие этого движения.

Пусть на дельтаплан, выполняющий прямолинейный полет, подействовал с правой стороны боковой ветер, в результате чего возникает скольжение на правое полукрыло (угол скольжения положительный).

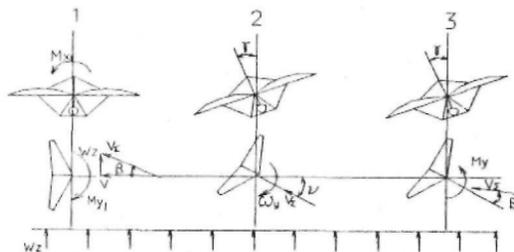


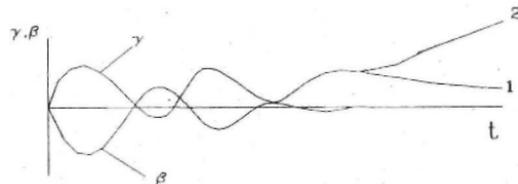
Рис. 5.3-1. Этапы развития бокового движения типа голландский шаг

Это приводит к появлению моментов крена  $M_{x1}$  и момента рыскания  $M_{y1}$ . Под действием момента рыскания  $M_{y1}$  дельтаплан будет поворачиваться вправо, уменьшая угол скольжения, а под действием момента крена  $M_{x1}$  начнет крениться на левое полукрыло в сторону, обратную скольжению (положение 1).

Когда угол скольжения станет равным нулю, крен достигнет значительной величины (положение 2). В этом положении дельтаплан имеет угловую скорость рыскания и будет продолжать по инерции вращаться вправо, что приведет к возникновению скольжения на левое полукрыло.

В результате этого скольжения (положение 3) появятся моменты крена и рыскания. Момент крена начнет уменьшать крен, а момент рыскания, затормозив вращение, начнет поворачивать его влево. Затем весь процесс будет повторяться в обратном порядке. Необходимо заметить, что на дельтаплан будут действовать демпфирующие моменты, направленные против угловой скорости крена и рыскания, которые замедляют его вращение.

Это движение, когда дельтаплан вращается по крену с одновременным изменением курса, напоминает шаг конькобежца и получило название голландский шаг.



В идеальных условиях движение протекает достаточно длительно, и здесь можно выделить два участка. Первый участок — колебательное движение, амплитуда которого с течением времени затухает. Его еще называют короткопериодическим движением.

Второй вид — аperiodическое движение, когда происходит сравнительно медленное изменение параметров. Это движение еще называют длиннопериодическим.

В короткопериодическом движении колебательный процесс достаточно быстро затухает, а сами величины либо возвращаются к исходному состоянию, либо постепенно увеличиваются. В этом случае принято рассматривать еще один вид боковой устойчивости: спиральную устойчивость.

Если в длиннопериодическом движении параметры стремятся к своему исходному состоянию (кривая 1), то аппарат считается спирально устойчивым.

Если отклонение параметров от исходного состояния со временем увеличивается (кривая 2), то аппарат считается спирально неустойчивым. Пилот часто даже не замечает этой неустойчивости, воспринимая ее как воздействие воздушных потоков.

Вообще говоря, пилот в обычном полете может не заметить короткопериодическое колебательное движение из-за постоянного воздействия воздушных потоков или же частого вмешательства в управление.

После нескольких колебаний по курсу и крену происходит определенная стабилизация параметров, причем угол скольжения стремится к нулю, а крен отличен от нуля. Дальнейшее движение дельтаплана определяется в основном соотношением между характеристиками устойчивости по крену и перекрестным моментом крена.

Как нам уже известно, стабилизирующий момент  $m_x$  стремится уменьшить крен, а перекрестный момент  $m_{xy}^y * w_y$  стремится его увеличить. Если стабилизирующий момент больше, то дальнейшее движение происходит с уменьшением крена (кривая 1), и дельтаплан является спирально устойчивым.

Если перекрестный момент больше стабилизирующего, то крен будет все время увеличиваться, что соответствует спиральной неустойчивости (кривая 2).

Обычно спиральная устойчивость дельтаплана определяется при выполнении спирали. Если аппарат сохраняет крен с брошенной ручкой управления, то он считается спирально устойчивым.

#### 5.4. ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ КРЫЛА НА БОКОВУЮ УСТОЙЧИВОСТЬ

Компоновка крыла дельтаплана определяется, в основном, требованиями к его аэродинамическому совершенству, скоростным характеристикам, а характеристики устойчивости и управляемости, как правило, доводятся в процессе летных испытаний. Для ускорения доводки полезно знать, как влияют основные параметры крыла на характеристики боковой устойчивости.

В отличие от самолета, где характеристики боковой устойчивости определяются, в основном, хвостовым оперением, дельтаплан выполнен по схеме беихвостка, поэтому доводка его связана с изменением компоновки крыла. Изменить компоновку готового крыла достаточно сложно, поэтому конструктор должен знать влияние ос-

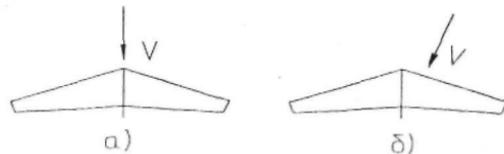
новых параметров крыла на характеристики боковой устойчивости и целенаправленно использовать в своей работе.

Крыло дельтаплана имеет сложную форму внешней поверхности, которая формируется в полете при его нагружении внешними аэродинамическими силами. Эта форма зависит от многих конструктивных параметров, влияние которых на геометрию крыла сложно предугадать. К тому же изменение одних и тех же параметров у разных крыльев дает разные результаты.

Например, натяжение обшивки по передней кромке у одних крыльев ведет к повышению спиральной устойчивости, у других — к понижению. Поэтому рассмотрим те параметры крыла, влияние которых на характеристики боковой устойчивости достаточно определенное.

#### Поперечая устойчивость

Как мы уже выяснили, поперечная устойчивость есть реакция дельтаплана по крену на возникшее скольжение. Стреловидность крыла влияет следующим образом. При появлении скольжения опережающая консоль встречает набегающий поток под меньшим углом стреловидности, а отстающая под большим. Из курса аэродинамики известно: чем меньше стреловидность крыла, тем выше его несущие свойства.



Следовательно на опережающем полукрыле подъемная сила увеличится, а на отстающем уменьшится. Приращения сил образуют пару сил, которая создает момент крена. Этот момент оказывается пропорциональным углу стреловидности, подъемной силе и углу скольжения.

Можно отметить, что поперечная устойчивость прямоугольного крыла близка к нулю.

Этот параметр крыла эффективно влияет на поперечную устойчивость и легко изменяется у дельтаплана. Для этого достаточно изменить длину нижних и верхних боковых тросов каркаса крыла. Сущность этого влияния определяется двумя факторами.

Во-первых, по разному изменяются углы атаки на полукрыльях при появлении скольжения. При положительном угле поперечного V крыла и появлении скольжения на правое полукрыло (правое полукрыло опущено) угол атаки опережающей консоли увеличивается, а отстающей уменьшается. Приращения нормальных сил на каждом полукрыле имеют разное направление, что обуславливает появление момента, направленного на уменьшение крена. Таким образом поперечная устойчивость увеличивается. Если угол поперечного V крыла отрицательный, то возникает момент крена противоположного знака, и устойчивость уменьшается.

Во-вторых, при поднятии или опускании консолей изменяется плечо действия боковых сил, а следовательно и величина момента. При увеличении угла поперечного V крыла плечо увеличивается, что приводит к увеличению поперечной устойчивости дельтаплана, при уменьшении угла — устойчивость уменьшается.

На рис. 5.2-1 приведены зависимости  $m$ , при различном значении угла поперечного V крыла мотodelьтаплана Т-2М.

#### Устойчивость пути

Основным фактором, оказывающим влияние на устойчивость пути крыла дельтаплана, является его Стреловидность. Повышение несущих свойств опережающего крыла при появлении скольжения сопровождается приращением сопротивления, а на отстающем — уменьшением. Эта пара сил создает момент уменьшающий угол скольжения. С увеличением подъемной силы и стреловидности крыла устойчивость пути увеличивается.

Другие параметры, в том числе и угол поперечного V крыла, не оказывают непосредственного влияния на путевую устойчивость дельтаплана, а через его деформацию влияют косвенно и поэтому часто непредсказуемо.

Кроме того, имеется ряд параметров, изменение которых оказывает влияние как на поперечную, так и на путевую устойчивости. Например, натяжение обшивки крыла или площадь концевых частей крыла долухов.

Таким образом, наиболее простым способом изменения характеристик боковой устойчивости является изменение угла поперечного V крыла.

#### 5.5.ОСНОВНЫЕ ВИДЫ БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ

На примере мотodelьтаплана Т-2М рассмотрим подробнее различные виды бокового движения. Как показано в предыдущих разделах, изменяя угол поперечного V крыла, мы можем эффективно влиять на характеристики поперечной устойчивости дельтаплана. Рассмотрим поведение дельтаплана при трех значениях угла поперечного V крыла: исходный (около 0°) консоли опущены вниз на 3°, консоли подняты вверх на 3°.

Рассмотрим боковое движение после кратковременного отклонения вправо ручки управления на скорости 90 км/ч. Моделирование бокового движения производилось на ЭВМ с помощью специальной программы. В качестве исходных данных использовались результаты экспериментальных исследований натурального дельтаплана в аэродинамической трубе.

Здесь принято, что пилот жестко держит ручку управления и не реагирует на изменение кинематических параметров движения. На самом деле пилот не может жестко держать ручку управления а, находясь во власти воздушной стихии, определенным образом реагирует на ее воздействия. Результатом воздействия пилота на управление является определенное демпфирование возмущений, что улучшает динамические характеристики боковой устойчивости дельтаплана.

Тем не менее основные закономерности бокового движения при моделировании проявляются достаточно хорошо.

### 5.5.1. Голландский шаг

Рассмотрим боковое движение мотодельтаплана Т-2М при  $v = 0$ , Основные характеристики боковой устойчивости представлены на рис 5.2-1.

На рис. 5.5.1-1 приведены результаты моделирования бокового движения при кратковременном отклонении ручки управления вправо. Движение носит явно выраженный колебательный характер (движение голландского шага) с периодом колебаний 17 с. В процессе колебаний происходит изменение всех параметров бокового движения. Колебания носят затухающий характер.

Угол скольжения стремится к нулю. Амплитуда колебаний угла крена уменьшается, но сам угол увеличивается — дельтаплан плавно кренится, опуская правое полукрыло и быстро изменяя курс.

Угловая скорость крена невелика, и ее амплитуда быстро уменьшается. Это результат влияния значительного момента демпфирования крена. Напротив, угловая скорость рыскания колеблется со значительной амплитудой, которая медленно уменьшается. Дело в том, что демпфирование пути у дельтаплана незначительное, поэтому колебания слабо затухают, и аппарат рыскает по курсу.

Еще раз напомним, что в данном расчете не учитывалась реакция пилота на изменение параметров движения. На самом деле, он будет реагировать, в первую очередь, на углы крена и курса, парируя их увеличение соответствующим отклонением ручки управления, следствием чего реальное движение будет отличаться от расчетного.

### 5.5.2. Неустойчивость по крену

Если пилот при доводке дельтаплана ошибется в выборе поперечного  $V$  крыла и сделает слишком большой отрицательный угол, то крыло будет иметь поперечную неустойчивость, как показано на рис. 5.2-1 ( $v = -3^\circ$ ).

На углах атаки меньших  $18^\circ$  [ $V > 65$  км/ч]  $m_x^* > 0$ , что свидетельствует о поперечной неустойчивости крыла. При увеличении угла атаки крыло становится устойчивым. Заметим эту особенность и в дальнейшем покажем, как можно выйти из опасного режима полета.

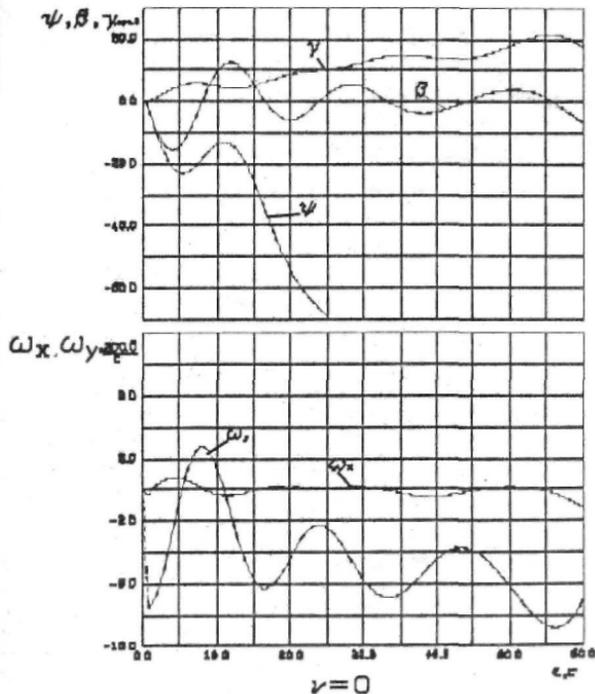


Рис. 5.5.1-1. Изменение параметров в боковом движении типа голландский шаг

Неустойчивость по крену

Основные признаки:

дельтаплан излишне легко входит и выходит из крена; усилия на ручке управления пониженные;

Действия пилота:

отдать ручку управления «от себя»;  
уменьшить раскачку соразмерными упреждающими отклонениями ручки управления, при этом пилот должен реагировать не только на изменение крена, но также и на угловую скорость крена.

Рекомендации по доводке:

увеличить угол поперечного  $V$  крыла;

Раскачка по крену

Раскачка, как правило, происходит на повышенных скоростях полета.

Основные признаки:

дельтаплан вяло входит и также вяло выходит из крена при отклонении ручки управления;  
усилия на ручки управления могут быть большими;  
дельтаплан самостоятельно раскачивается по крену с увеличивающейся амплитудой.

Действия пилота:

плавно отдать ручку управления «от себя»  
соразмерными упреждающими движениями ручки управления уменьшить крен и угловую скорость крена;

Рекомендации по доводке:

уменьшить угол поперечного  $V$  крыла,  
увеличить натяжение обшивки.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

*Итак, мы рассмотрели основы аэродинамики дельтаплана и его опасные режимы полета. Автор надеется, что полученные знания помогут пилоту правильно ориентироваться в сложной ситуации и найти то, быть может единственное решение в опасной ситуации, которое позволит ему безопасно завершить полет.*

*Наивно полагать, что рекомендации, приведенные в этой книге, избавят пилота от опасности. Только постоянное совершенствование в теории и практике пилотирования помогут ему повысить безопасность полетов.*

*Дальнейшее освоение новых режимов полета и усложнение фигур высшего пилотажа может выявить новые критические режимы, для решения которых необходимо будет провести соответствующие исследования.*

*Закончить книгу мне хочется словами известного английского пилота Р.Х.Квонтика: "Учитесь на чужих ошибках — вам не хватит жизни, чтобы самим совершить все эти ошибки".*