

УДК 629.7.072.5

ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОМЕНТОВ ПРИ КУВЫРКЕ ДЕЛЬТАЛЕТА

И.В. НИКИТИН, О.Е. ЧЕРНИГИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

В статье приводится анализ особенностей аэродинамических характеристик дельталета при кувырке, а также предлагаются новые взгляды на причины попадания дельталета в кувырок и понятие продольного аэроинерционного момента, появляющегося при ускоренном угловом продольном движении дельталета.

Ключевые слова: тела вращения, аэродинамические характеристики, турбулентный поток, число Рейнольдса, тангаж, угол атаки.

Дельталеты, аэродинамические характеристики, кувырок

Одним из особых режимов полета дельталета является кувырок, представляющий аperiodически неустойчивое продольное движение дельталета, приводящее к установившемуся вращению с большими отрицательными угловыми скоростями тангажа. Этот режим является опасным режимом, из которого дельталет не выводится обычными методами пилотирования.

27 марта 1990 г. на аэродроме Чайка (г. Киев) во время испытательного полета произошла катастрофа дельталета "Т-Х" под управлением летчика-испытателя Покотилова В.Ф.

Вот как описывает ситуацию один из очевидцев:

"Полет проходил на высоте, примерно, 100м горизонтально с небольшим отклонением от вертикали. Затем дельталет выполнил крутую горку, после нее аппарат начал опускать нос с увеличивающейся скоростью и затем перешел в быстрое вращение. После выполнения 2-3-х витков аппарат скрылся за ангарами."

Вот как можно описать кувырок, который произошел с опытным парашютистом - испытателем Ермоленко В.С., который благодаря своей высокой профессиональной подготовке смог спастись в этой ситуации. В июне 1991 года под Казанью проводились летные испытания спасательной системы. По программе испытаний предусматривалось в полете на высоте 1200 м ввести в действие спасательную систему, и затем после ее испытания она должна была быть отцеплена. В дальнейшем аппарат должен был произвести нормальную посадку. Кстати, движение, которое возникает в результате указанной процедуры, является классическим примером попадания дельталета в кувырок, что и случилось на самом деле. После отцепки спасательной системы дельталет пошел вниз, увеличивая скорость. Одновременно с увеличением скорости снижения аппарат начал энергично 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. По его словам: "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 пилот смог воспользоваться обычным 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.

Таким образом, можно понять, почему разбиваются опытные пилоты в таких ситуациях. Влияние большой, знакопеременной перегрузки в сочетании со значительной угловой скоростью тангажа часто лишают пилота физической и волевой возможности воспользоваться системой спасения".

Катастрофа, которая произошла 27 марта 1990 г. на аэродроме Чайка, а также ряд аналогичных катастроф послужили причиной для начала специальных исследований проблемы кувырка, которые проводились Азарьевым И.А. ведущим аэродинамиком отделения СЛА ОКБ им. ОК Антонова [1-5]. В этих работах приведен ряд интересных результатов, полученных при продувках полномасштабных моделей дельталета в аэродинамической трубе.

На рис.1 представлены аэродинамические характеристики $c_{xa} = f(\alpha)$, $c_{ya} = f(\alpha)$, $m_{za} = f(\alpha)$ дельталета Т-2М в диапазоне углов атаки $\alpha \pm 180^\circ$ при фиксированном положении центра масс. Эти данные получены по результатам испытаний натурного крыла дельталета в аэродинамической трубе.

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

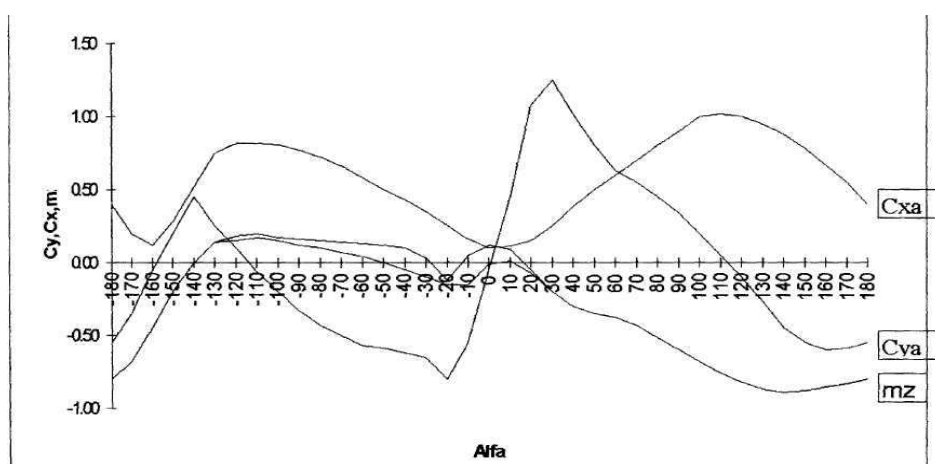


Рис. 1. $c_{xa} = f(\alpha)$, $c_{ya} = f(\alpha)$, $m_{za} = f(\alpha)$ дельталета Т-2М: $x_T=0.34$; $y_T=-0.84$

По характеру обтекания всю область можно разделить на три зоны:

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

Зона безотрывного обтекания наиболее хорошо изучена, так как это область эксплуатационных режимов полета. В диапазоне углов атаки $\pm 15^\circ$ крыло обтекается потоком воздуха плавно без срыва, зависимость $c_{ya} = f(\alpha)$ близка к линейной, причем несущие свойства крыла на положительных углах атаки явно выше, чем на отрицательных, критический угол атаки и $c_{y_{max}}$ имеет большие значения.

Зона полного отрыва потока характеризуется практически отрывом потока с верхней или нижней поверхностей. При этом крыло нагружено аэродинамическими силами достаточно равномерно как по хорде, так и по размаху, все характеристики изменяются плавно.

Лобовое сопротивление максимальное, когда дельталет установлен поперек потока и угол атаки составляет $\alpha = \pm 90^\circ$, подъемная сила при этом минимальная. Если характеристики

крыла в первой зоне зависят от его профилировки, крутки и других параметров, то во второй зоне все крылья имеют похожие характеристики. В эту зону дельталет при нормальной эксплуатации не попадает.

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

На рис. 2 представлены характеристики продольного момента дельталетов Т-2М и Т-Х во всем диапазоне углов атаки.

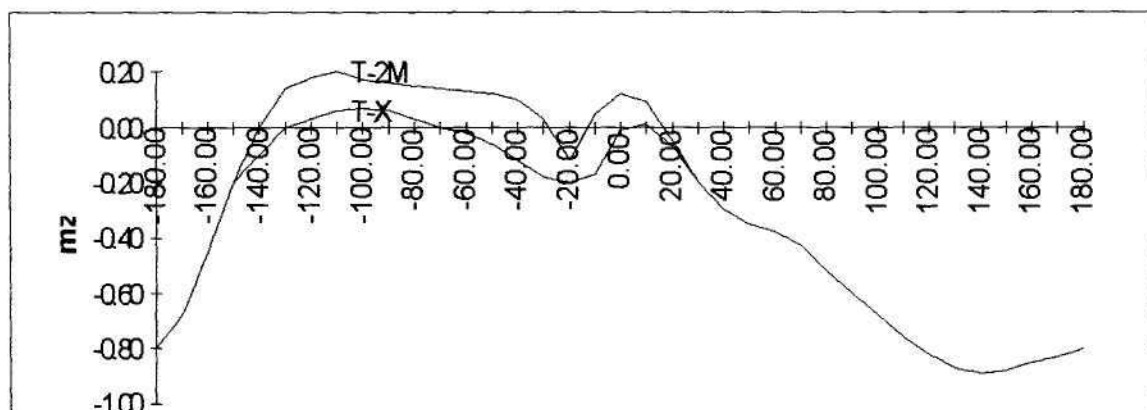


Рис.2. Зависимости продольного момента дельталетов Т-2М и Т-Х, $x_t=0.34$; $y_t=-0.84$

Следует, прежде всего, отметить большую величину отрицательного момента на больших положительных и отрицательных углах атаки. Именно эта особенность продольного момента является причиной развития высоких продольных угловых скоростей и ускорений при попадании дельталета на указанные углы атаки.

На рис. 3 показано влияние изменения положения центра масс дельталета относительно продольной оси на коэффициент продольного момента дельталета.

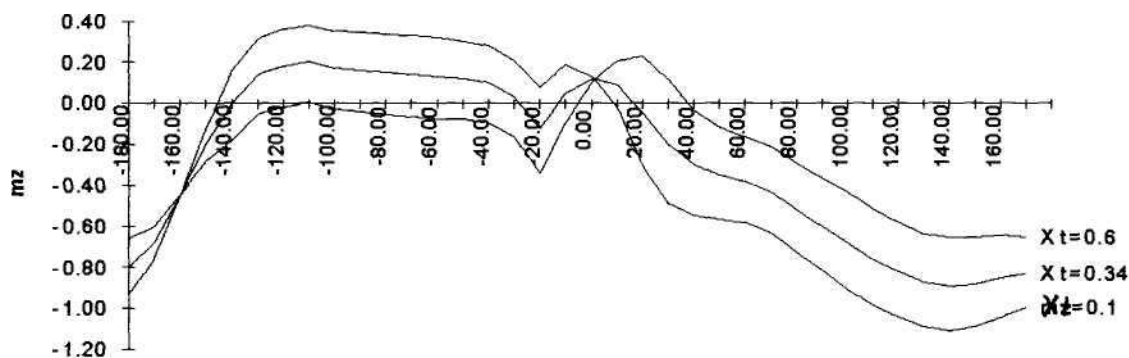


Рис. 3. Влияние изменения положения центра масс относительно продольной оси на коэффициент продольного момента дельталета Т-2М

Смещения центра масс по оси ОХ имеет место при обычном управлении НИИ дельталетом по тангажу. При небольших отклонениях ручки управления изменяется положение x_t , тогда как y_t практически остается без изменения. Кривая ($x_t=0.34$) соответствует положению масс при средней скорости полета, кривая ($x_t=0.1$) - соответствует максимальной скорости, когда ручка максимально взята "на себя" и наконец, кривая ($x_t=0.6$) - минимальной скорости, когда ручка максимально отдана "от себя".

На рис. 4 показано влияние изменения положения центра масс относительно нормальной оси на коэффициент продольного момента дельталета.

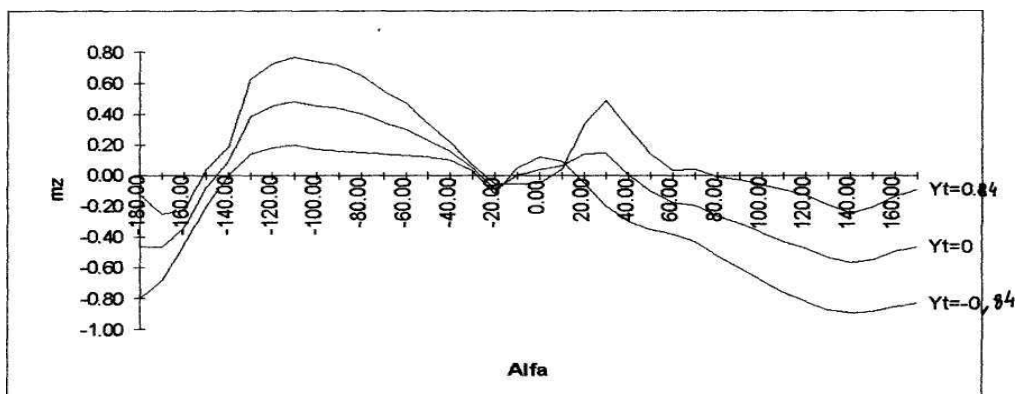


Рис.4. Влияние изменения положения центра масс относительно нормальной оси на коэффициент продольного момента дельталета T-2M

Продольный момент дельталета при $y_T = -0.84$ характерен тем, что обеспечивается максимальный запас продольной устойчивости.

При $y_T = -0$ в области малых углов атаки наблюдается потеря продольной устойчивости.

И наконец, гипотетический случай, если бы пилот находился на верхушке мачты $y_T = 0.84$, характерен продольной неустойчивостью в большой области углов атаки. Такой дельталет будет кувряться с положительной угловой скоростью (поднимая нос).

На рис. 5 приведена зависимость коэффициента продольного демпфирующего момента крыла дельтаплана "Славутич - УТ" от угла атаки.

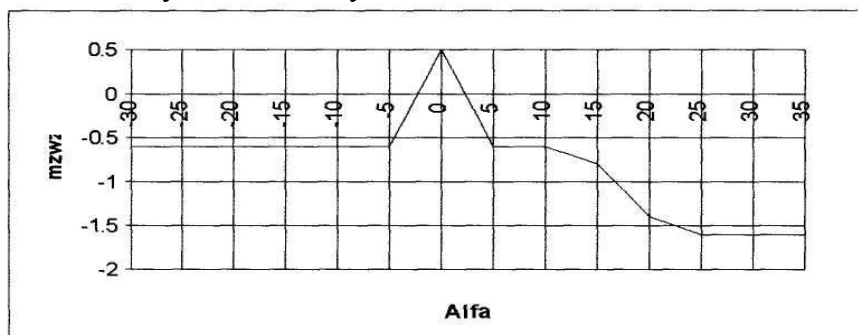
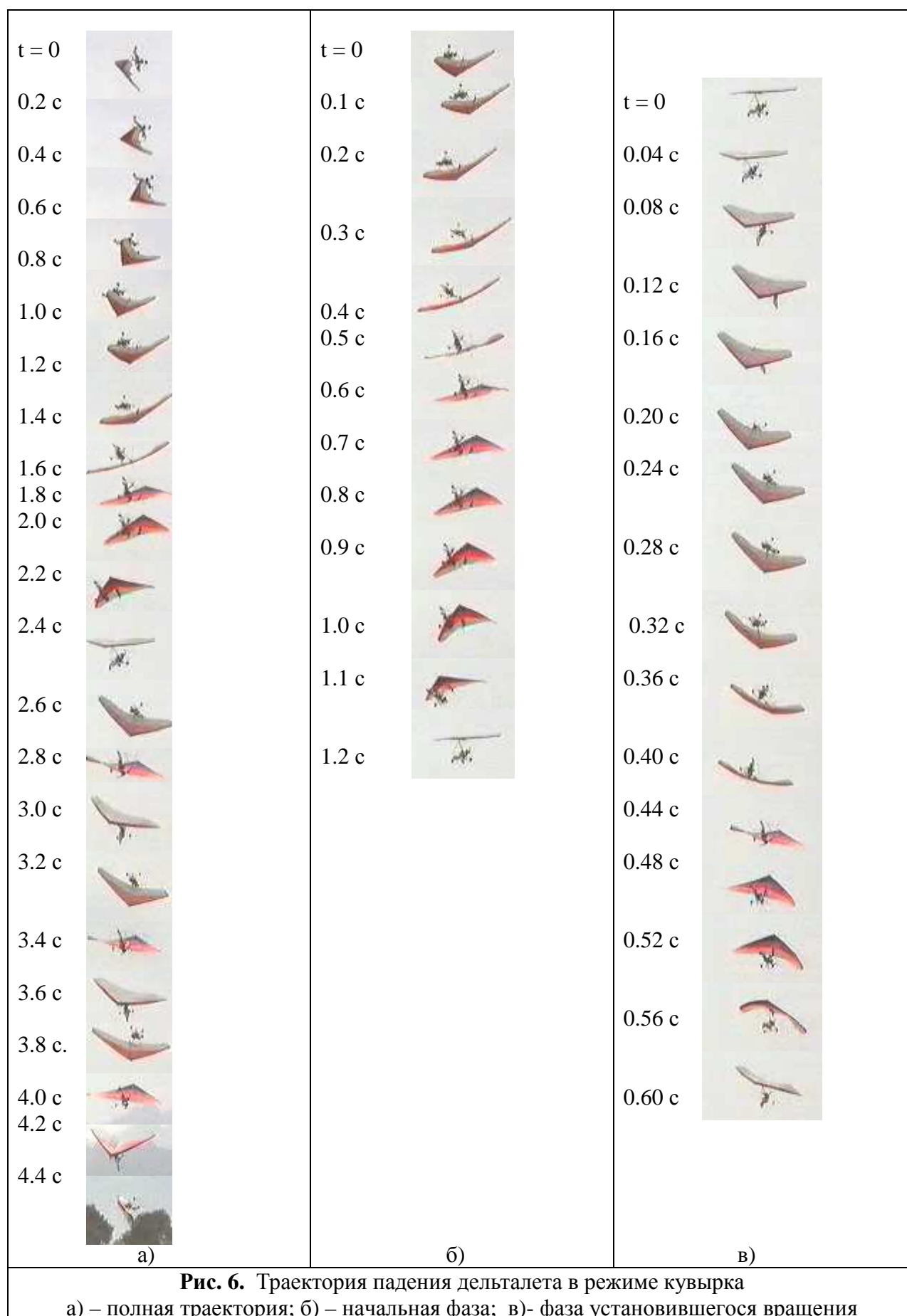


Рис. 5. Зависимость коэффициента продольного демпфирующего момента крыла дельтаплана "Славутич - УТ" от угла атаки

В районе углов атаки, близких к нулю, продольный демпфирующий момент изменяет знак с отрицательного на положительный. Это значит, что на очень малых углах атаки демпфирующий момент действует в направлении совпадающим с вращением и раскручивает крыло. Подобное явление объясняется тем, что при изменении знака c_{ya} обшивка крыла "прохлопывает" вниз. Это важная особенность дельталета, способствующая ускорению его вращения в продольной плоскости при очень малых углах атаки. В работах [1-5] достаточно подробно описаны особенности кувирка и причины, приводящие к попаданию дельталета в этот опасный режим. Однако в этих работах исследователем сделан ошибочный вывод, о том, что одной из основных причин кувирка дельтаплана и дельталета следует признать низкое положение центра масс. Вопросы влияния сил инерции, возникающих при ускоренном продольном движении дельталета, на геометрические характеристики обшивки и продольный момент в этих исследованиях не рассматривались. А именно это влияние приводит к возникновению продольного аэроинерционного момента и является определяющим при начале развития кувирка. Траектория падения дельталета в режиме кувирка показана на рис. 6.



В первой фазе перехода от нормального режима к кувырку можно наблюдать резкое увеличение угловой скорости от 0 до 3 с^{-1} . В фазе установившегося вращения дельталет совершает полный оборот за промежуток времени около 0.6 с, таким образом, угловая скорость превышает 10 с^{-1} .

Выше уже отмечалось, что аэродинамическая несущая поверхность крыла дельталета формируется под воздействием обтекающего потока. Характер обтекания влияет на геометрические характеристики крыла и соответственно на его аэродинамические характеристики. Но геометрические характеристики крыла также сильно зависят и от сил инерции. Действие сил инерции деформирует обшивку и приводит к появлению дополнительного продольного аэродинамического момента, природа которого рассматривается ниже и который назван авторами продольным аэроинерционным моментом.

Рассмотрим действие сил инерции, возникающих при продольном угловом ускоренном движении дельталета, на элементарные участки сечения крыла дельталета M_i , в носовой и хвостовой части и N_i в центре (рис.7).

Ускорение элементарного участка M_i a_i можно определить по его составляющим: касательному ускорению a_{ti} , направленному по касательной к окружности вращения и нормальному ускорению a_{ni} , направленному к центру, расположенному в точке O .

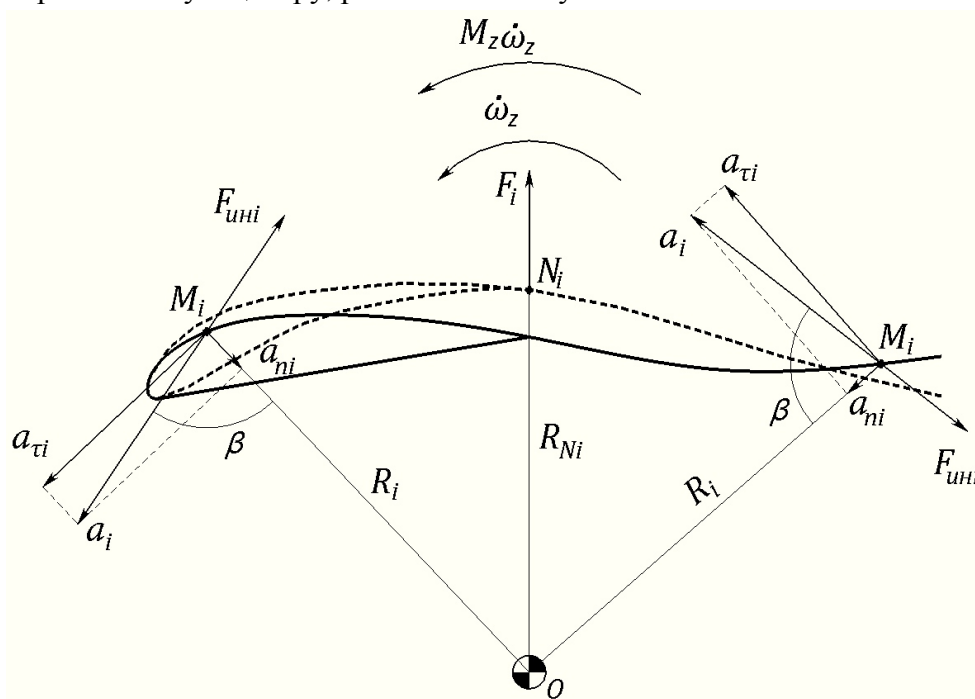


Рис. 7. К возникновению продольного аэроинерционного момента

———— положение обшивки при отсутствии углового ускорения;
 - - - - - положение обшивки при угловом ускорении.

Модуль полного ускорения точки M_i будет равен:

$$a_i = R \sqrt{\varepsilon^2 + \omega_z^4},$$

где $\varepsilon = \frac{d\omega_z}{dt}$ - угловое ускорение.

Тангенс угла β между вектором ускорения a и радиусом окружности:

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{\varepsilon}{\omega_z^2}.$$

Силу инерции, действующую на элементарный участок обшивки, можно определить по формуле

$$F_{ini} = m_i a_i,$$

где m_i – масса i -го элементарного участка обшивки.

В центральной части обшивки на элементарный участок N_i будет действовать сила инерции

$$F_i = \frac{m\omega_z^2}{R_{Ni}},$$

которая будет выгибать центральную часть обшивки вверх.

Просуммировав силы инерции, действующие на элементарные участки обшивки, можно получить их распределенную нагрузку на обшивку. Как уже отмечалось выше, обшивка дельталета имеет степень свободы в вертикальном перемещении. Таким образом, действие сил инерции приведет к перемещению частей обшивки в вертикальной плоскости. В лобовой части обшивка двойная и имеет меньшую степень свободы для перемещения в вертикальной плоскости, чем в хвостовой. Поэтому перемещения в лобовой части обшивки будут меньше, чем в хвостовой. Перемещения обшивки приведут к возникновению дополнительного продольного аэроинерционного момента $M_{z\dot{\omega}_z}$. Величина этого момента зависит от величины углового ускорения.

Воздействие именно этого момента на крыло дельталета и является основной причиной развития кувырка.

ЛИТЕРАТУРА

1. Азарьев И.А. Практическая аэродинамика мотодельтаплана. – К.: Випол, 2000.
2. Азарьев И.А. Опасные режимы полета дельтаплана. – К.: Випол, 1993.
3. Азарьев И.А., Горшенин Д.С., Силков В.И. Практическая аэродинамика дельтаплана. – М.: Машиностроение, 1992.
4. Азарьев И.А. Кувырок дельтаплана // Авиация общего назначения/ №12, Харьков, 1997.
5. Азарьев И.А. Управляемый кувырок дельтаплана // Авиация общего назначения, №5. - Харьков, 1999.

FEATURES OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND THE AERODYNAMIC MOMENTS AT ROTATION THROUGH THE HEAD TRIKE

Nikitin I.V., Tshernigin O.E.

In article the analysis of features of aerodynamic characteristics trike is resulted at longitudinal uncontrollable rotation through a head, and also new sights at the hit reasons trike in this mode and concept of the longitudinal aeroinertial moment appearing at accelerated angular longitudinal movement д trike are offered.

Сведения об авторах

Никитин Игорь Валентинович, 1953 г.р., окончил МИИГА (1979), кандидат технических наук, начальник СКБ МГТУ ГА, автор свыше 80 научных работ, область научных интересов – сверхлегкая авиация, проектирование и конструкция, сертификация и испытания, применения сверхлегких воздушных судов в экономике, аэродинамика и динамика полета.

Чернигин Олег Евгеньевич, 1960 г.р., окончил МИИГА (1986), инженер СКБ МГТУ ГА, автор свыше 10 научных работ, область научных интересов – сверхлегкая авиация, проектирование и конструкция, применение сверхлегких воздушных судов в экономике, аэродинамика и динамика полета, методы испытаний.