

УДК 629.130..55

ОСОБЕННОСТИ ПОПЕРЕЧНОЙ ДИНАМИЧЕСКОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ДЕЛЬТАЛЕТА

И.В. НИКИТИН

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

В статье дан анализ особенностей проявления поперечной динамической неустойчивости дельталета и ее теория. На основе проведенного анализа предложены рекомендации по пилотированию, позволяющие вывести дельталет из режима инерционного самовращения.

14 октября 2005 года, выполняя полет на дельталете "Поиск-06", погиб инженер СКБ МГТУ ГА, пилот-инструктор СЛА Алексей Иванов. Его памяти посвящается эта статья.

В истории авиации особое место занимают те катастрофы, которые связаны с особенностями конструкции летательных аппаратов и режимов их полета. Правильное понимание причин таких катастроф дает знания, позволяющие исключить их в будущем и найти методы, позволяющие не допустить развитие катастрофической ситуации. Классическим примером таких катастроф является штопор, унесший немало жизней в начале прошлого века и побежденный русским летчиком Константином Арцеуловым. Флаттер, реверс элеронов, инерционное самовращение – эти опасные режимы унесли также немало жизней до тех пор, пока они не были достаточно изучены, и не были найдены методы борьбы с ними.

В середине 70-х годов прошлого века массовое распространение получил новый класс летательных аппаратов – одно из простейших воздушных судов – дельтаплан. Дельтаплан принес с собой свои специфические опасные режимы. Наиболее известны флаттерное пикирование, ставшее причиной многих катастроф на заре развития дельтапланеризма, и кувырок. Эти режимы присущи только дельтапланам и дельталетам – дельтапланам с мотором и шасси. Ниже речь пойдет об еще одном опасном режиме, который характерен для дельталетов, но до сих пор глубоко не рассматривался. Описание теории этого режима приводится впервые.

Катастрофы, аналогичные той, в которой погиб Алексей Иванов, случались и ранее. Как правило, их причиной считалось превышение пилотом предельных режимов и потеря контроля над управлением. Это то, что лежит на поверхности, физический смысл явления оставался не раскрытым.

В практике расследования авиационных происшествий очень важно знать траекторию полета при развитии катастрофической ситуации. Особенно это важно при расследовании катастроф сверхлегких летательных аппаратов, которые не имеют аппаратуры для регистрации параметров полета. Точная информация о траектории в большинстве случаев позволяет сформировать и наиболее вероятную гипотезу о причине происшествия. В случае описываемой катастрофы эту траекторию удалось восстановить путем опроса очевидцев, наблюдавших полет дельталета до момента столкновения с землей.

Катастрофа, в которой погиб Алексей Иванов, стала своего рода рубежной катастрофой, когда количество переросло в качество и стало возможным понять суть еще одного опасного режима полета дельталета.

Алексей Иванов не был летчиком-испытателем, но он погиб в своем последнем полете как летчик-испытатель, столкнувшись с непонятным для себя явлением и принеся ту информацию, которая позволяет сегодня по-новому взглянуть на причины аналогичных катастроф, случавшихся и ранее.

Дельталет "Поиск-06" с крылом "Небо-14", на котором Алексей выполнял свой последний полет, отличался от обычной модификации уменьшенным поперечным V. До рассматриваемой катастрофы автору на этом экземпляре дельталета довелось выполнить 14 полетов с общим налетом более 4 часов, причем 4 полета были выполнены 13 октября, за сутки до описываемой катастрофы. Освоив более 20 типов и несколько сотен экземпляров дельталетов, автор имеет все основания утверждать, что по поперечной управляемости это был один из лучших, а может быть и самый лучший экземпляр. Большинство полетов на этом экземпляре дельталета были связаны с летными испытаниями и определением основных летных характеристик устойчивости и управляемости. Дельталет обладал всеми признаками статической устойчивости по всем трем осям во всем диапазоне эксплуатационных скоростей. Максимальная скорость полета в двухместном варианте составила около 135 км/ч, минимальная скорость около 64 км/ч, время перекладки из крена около 60° в крен противоположного знака, близкий к этой величине, составило около 2 секунд при темпе дачи ручки примерно $\delta_x = 0,3 \text{ с}^{-1}$ на скорости 90 км/ч.

Иванов А.К. был допущен к полетам на дельталетах в качестве инструктора, а также к полетам на разведку погоды и облет. Общий налет 857 ч 15 мин.; из них в 2005 году 111 ч 48 мин., перерывов в полетах на дельталетах не имел, на данном экземпляре "Поиск-06" ранее полеты не выполнял.

В результате проведенного расследования установлено следующее.

Пилот должен был произвести ознакомительный полет на новом для себя экземпляре дельталета. Примерно через 10 – 15 минут после взлета дельталет выполнял прямолинейный горизонтальный полет на высоте около 30 м вдоль Новорижского шоссе, в западном направлении, в сторону площадки "Красный Поселок". Затем он начал делать энергичный разворот влево с резким увеличением угла крена и развернулся на 90° в сторону деревни Захарово, имея при этом большой угол крена, который, по словам очевидцев, мог значительно превышать 60° . После этого дельталет энергично стал менять угол крена на противоположный, с высокой угловой скоростью крена и очень быстро изменил его, при этом изменение по направлению полета было незначительным. Оказавшись в положении правого крена, дельталет снова резко изменил направление вращения, происходившего с большой угловой скоростью и, изменив еще раз направление вращения на противоположное, сделал переворот на спину. В этом положении пилот привел в действие спасательную систему БПС-350, контейнер с парашютом которой выстреливается пиропатроном. Направление выстрела парашюта было направлено параллельно земле. Поэтому парашют не успел наполниться и раскрыться. Находясь в перевернутом положении, дельталет опустил нос и, выполняя движение по криволинейной траектории, столкнулся с землей с углом тангажа около 90° . Столкновение с землей произошло на очень высокой скорости предположительно более 130 км/ч. В результате столкновения пилот получил многочисленные, не совместимые с жизнью травмы, а дельталет полностью разрушен.

Если рассматривать изолированное движение крена, то дельталет в нем своего рода "Ванька-Встанька" – центр масс низко, стреловидность большая, следовательно, и поперечная статическая устойчивость должна быть достаточно высока. Сегодня не каждый микросамолет способен выполнить "бочку" – не хватает эффективности элеронов. А здесь классический переворот, чуть-чуть до "бочки" не хватило, и все при отсутствии элементов поперечного аэродинамического управления. К перевороту дельталета привел дополнительный аэродинамический момент крена, появившийся из-за несимметричной деформации обшивки по причине действия сил инерции.

Влияние деформаций крыла на устойчивость самолета впервые массово стало проявляться при приближении к звуковому барьеру. Эти деформации происходили под воздействием внешних аэродинамических сил. Известна, например, "валежка" на истребителе МИГ-15, которая проявлялась при скорости более 0,92 М по причине

деформаций стреловидного крыла [1]. Известно явление реверса элеронов, когда самолет из-за деформаций крыла, возникающих на определенных скоростях при отклонении элеронов, начинал вращаться в сторону, противоположную отклонению элеронов [2, 3].

Крыло дельталета "мягкое", его несущая поверхность формируется под воздействием внешних сил, прежде всего веса и аэродинамических сил, действующих при обтекании дельталета набегающим потоком. Крыло может менять свою форму при изменении этих сил. Изменение формы крыла, в свою очередь, приводит к изменению действующих сил. Влиянием сил инерции на форму крыла обычно пренебрегают, так как их величина, как правило, незначительна. Однако в некоторых случаях силы инерции, как показывает практика, оказывают большое влияние на устойчивость дельталета.

Для оценки поперечной управляемости дельталета выполняется маневр, называемый перекладкой. При выполнении этого маневра пилот, находясь в прямолинейном, горизонтальном полете на средней скорости, вводит дельталет в разворот и, когда величина угла крена достигает $45^\circ - 60^\circ$, перемещает ручку управления для изменения угла крена и направления разворота на противоположное. В требованиях, предъявляемых к дельталетам в различных странах, нормируется время этого маневра. Так, в требованиях, принятых в ФРГ, указано: "Должна быть возможной смена виража с углом крена 45° на противоположный вираж с углом крена 45° за 5 секунд и менее без применения пилотом особых усилий или наличия у него особого мастерства" [4]. В требованиях, принятых в Великобритании и России, указано, что: "При использовании соответствующей комбинации отклонений органов управления должна быть обеспечена возможность изменения направления разворота с креном от 30° до 60° на противоположное, за время, не превышающее 5 секунд, на скоростях от 1,3 скорости сваливания, или минимальной скорости и до не превышаемой скорости" [5, 6, 7, 8].

Темп перемещения ручки при выполнении этого маневра должен быть меньшим на дельталетах с высокой управляемостью по крену.

На рис. 1. показана восстановленная по рассказам очевидцев траектория последнего полета Алексея Иванова.

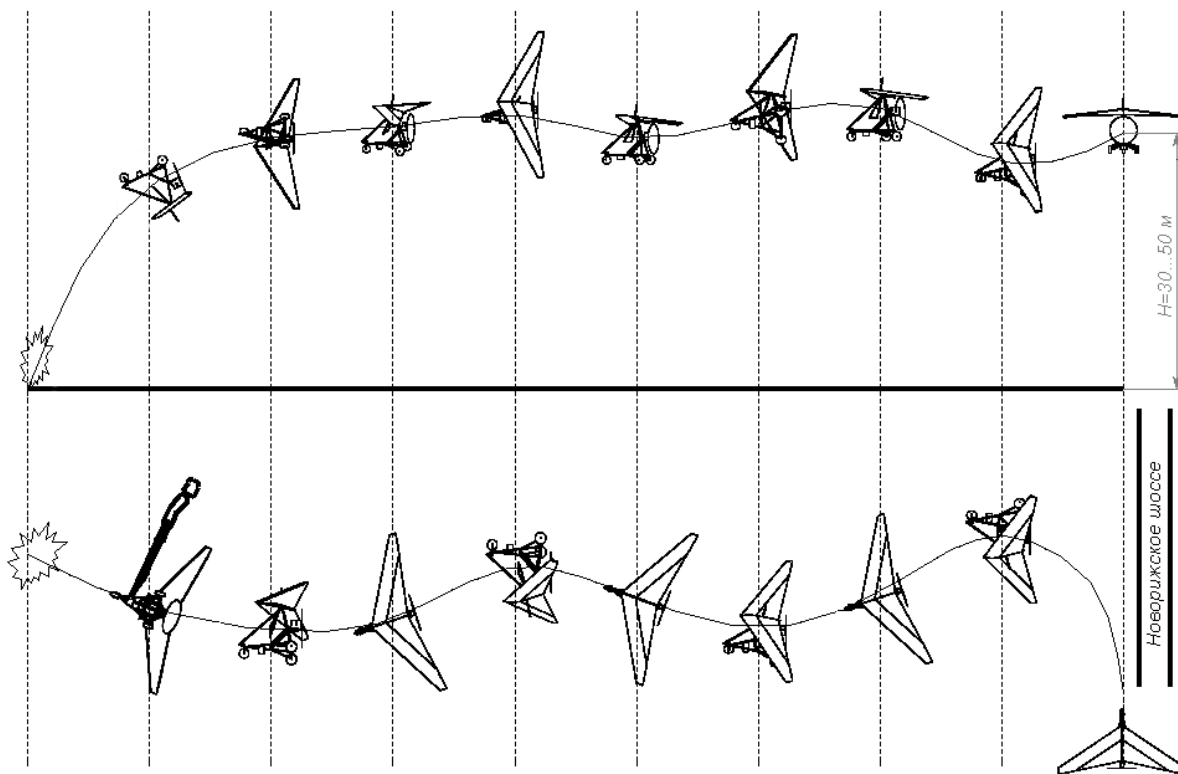


Рис.1. Схема траектории полета дельталета "Поиск-06" непосредственно перед катастрофой

Имеются все основания считать, что пилот пытался выполнить перекладку на максимальной скорости и задал очень большой начальный угол крена и слишком высокий темп перемещения ручки по крену.

По характеру описания и траектории можно видеть, что имела место динамическая неустойчивость по крену, характеризующаяся постоянным увеличением и изменением знаков угловой скорости и угла крена и увеличением их амплитуды.

При рассмотрении движения самолета уравнения движения имеют упрощенный вид в связи с наличием у самолета плоскости симметрии [2]. В общем случае у дельталета нет такой плоскости, в связи с этим для него не может быть использовано подобное упрощение.

Рассматривая изолированное движение дельталета по крену, можно записать уравнение поперечного движения дельталета относительно центра масс в подвижной связанной системе координат в следующем виде:

$$I_x \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z + I_{xz}\omega_x\omega_z = M_x. \quad (1)$$

Входящий в правую часть уравнения момент является суммой аэродинамических моментов, моментов управления и реактивного момента силовой установки, которые могут быть записаны в следующем виде:

$$M_x = m_x q S l, \quad (2)$$

где m_x – безразмерный коэффициент поперечного аэродинамического момента, который для дельталета выражается в общем случае в виде функциональных зависимостей от кинематических параметров движения в следующем виде:

$$m_x = f(\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_x, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z, \dot{\delta}_x).$$

Для определения коэффициента аэродинамического момента и момента управления по крену можно предложить следующую форму их представления

$$m_x = m_y^\beta(\alpha, \beta, \dot{\omega}_z, \dot{\omega}_x)\beta + m_x^{\bar{\omega}_x}(\alpha, \dot{\omega}_x)\bar{\omega}_x + m_x^{\bar{\omega}_y}(\alpha, \dot{\omega}_x)\bar{\omega}_y + m_x^{\bar{\beta}}(\alpha, \dot{\omega}_x)\bar{\beta} + \\ + m_x^{\bar{\omega}_x}(\alpha, \dot{\omega}_x)\bar{\dot{\omega}}_x + m_x^{\delta_x}(\delta_x, \omega_y, \omega_x)\delta_x + m_x^{\dot{\delta}_x}\dot{\delta}_x,$$

где δ_x – угол отклонения рулевой трапеции в поперечной плоскости.

В случае с дельталетом при высоких угловых скоростях и ускорениях по крену силы инерции оказывают существенное влияние на геометрию крыла и соответственно на аэродинамические моменты. Поэтому они обязательно должны учитываться.

Рассматривая угловое движение по крену, правую часть уравнения (1) можно представить в следующем виде:

$$M_x = M_{x\beta} + M_{x\omega_x} + M_{x\omega_y} + M_{x\dot{\omega}_x} + M_{x\delta_x} + M_{x\dot{\delta}_x}, \quad (3)$$

где $M_{x\beta} = m_x^\beta \beta q S l$ – аэродинамический момент крена; $M_{x\omega_x} = m_x^{\omega_x} \omega_x q S l$ –

демпфирующий момент крена; $M_{x\omega_y} = m_x^{\omega_y} \omega_y q S l$ – спиральный момент крена;

$M_{x\dot{\omega}_x} = m_x^{\dot{\omega}_x} \dot{\omega}_x q S l$ – поперечный инерционный момент;

$M_{x\delta_x} = m_x^{\delta_x} \delta_x q S l + m_x^{\omega_y} \omega_y q S l + m_x^{\omega_x} \omega_x q S l$ – поперечный момент управления;

$M_{x\dot{\delta}_x} = m_x^{\dot{\delta}_x} \dot{\delta}_x q S l$ – поперечный инерционный момент управления.

Поперечный инерционный момент является специфическим моментом, который возникает при больших угловых скоростях и ускорении углового движения дельталета и дельтаплана по

крену. Этот момент характерен только для этих классов летательных аппаратов. Причиной его возникновения, как уже указывалось выше, является деформация обшивки крыла под воздействием сил инерции. На рис. 2 показана схема действия сил инерции на элементарные участки обшивки крыла при ускоренном угловом движении по крену.

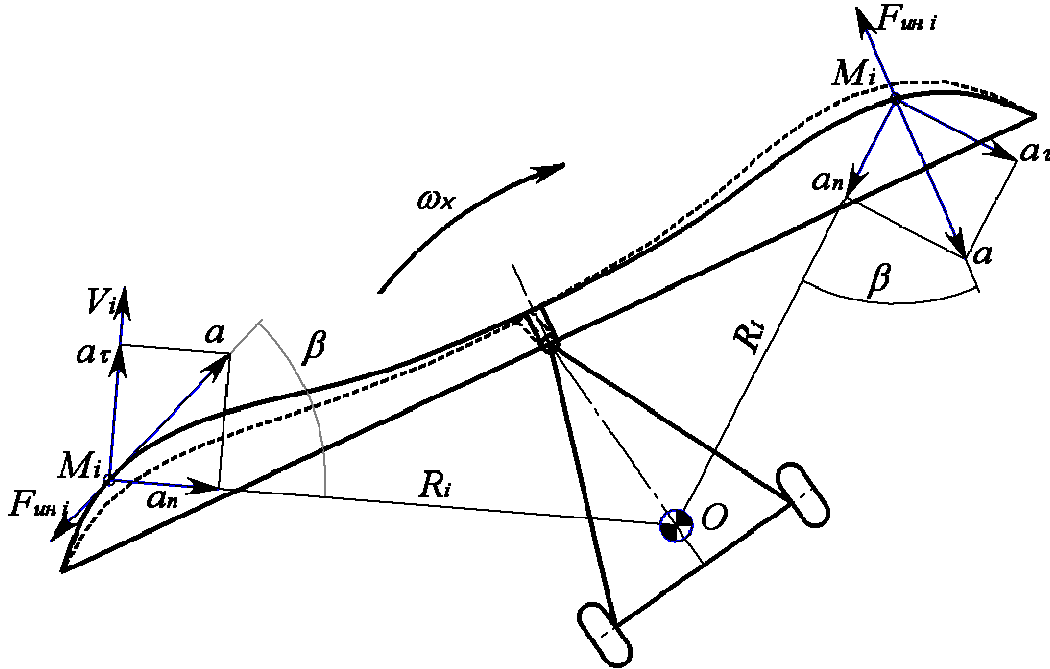


Рис. 2. Деформации обшивки крыла под действием сил инерции при угловом движении дельталета по крену

Ускорение точки М можно определить по его составляющим: касательному ускорению a_τ , направленному по касательной к окружности вращения и нормальному ускорению a_n , направленному к центру, расположенному в точке О. Модуль полного ускорения точки М равен:

$$a = R \sqrt{\varepsilon^2 + \omega_x^4},$$

где $\varepsilon = \frac{d\omega_x}{dt}$ – угловое ускорение.

Тангенс угла β между вектором ускорения \vec{a} и радиусом окружности: $\operatorname{tg}\beta = \frac{\varepsilon}{\omega_x^2}$.

Величина сил инерции зависит как от величины угловой скорости, так и от величины углового ускорения.

Точный расчет величины поперечного инерционного момента представляет собой достаточно сложную задачу. Тем не менее, сделав ряд допущений, можно оценить его величину, не прибегая к сложным вычислениям. Такая попытка и сделана ниже.

Рассматривая угловое движение по крену, предположим, что дельталет выполнил перекладку из левого крена величиной 60° в правый крен такой же величины за время 2 с на скорости 120 км/ч. Тогда среднюю угловую скорость можно оценить величиной 1 с^{-1} , а среднее угловое ускорение величиной 1 с^{-2} . В этом случае модуль ускорения точки, находящейся на САХ крыла на расстоянии от оси вращения в 2,5 м, будет равен приблизительно $3,5\text{ м/с}^2$, а сила инерции, действующая на квадратный метр обшивки, имеющий массу около 1 кг, составит примерно 35 Н. Действие сил инерции приводит к изменению нагрузки, действующей на элементарный участок обшивки. В работе [11]

приведены данные, позволяющие оценить влияние нагрузки на крыло на аэродинамические характеристики дельталета. Исходя из этих данных и приняв допущения, что действие сил инерции направлено перпендикулярно поверхности обшивки, а влияние величины нагрузки на крыло на аэродинамические характеристики одинаково у различных дельталетов, можно считать, что в рассматриваемом случае разница в коэффициентах подъемной силы на правом и левом полукрыльях составит примерно 0,05 по сравнению с коэффициентом подъемной силы крыла при симметричном обтекании. Таким образом, можно оценить величину изменения подъемной силы на каждом полукрыле. Ее величина составит 240 Н. Если предположить, что пара сил действует на плече, равном расстоянию между двумя САХ, расположенными на полукрыльях, то получим, исходя из этой приблизительной оценки, что величина поперечного инерционного момента в рассматриваемом случае могла составить примерно 880 Нм. Это очень большая величина. Но даже если предположить, что она из-за сделанных допущений на практике меньше, тем не менее, очевидно, что поперечный инерционный момент может оказывать существенное влияние на характер бокового движения дельталета. Именно его действие явилось причиной динамической неустойчивости и не позволило пилоту справиться с управлением обычными методами, которыми он пытался вывести дельталет из крена.

Пилоту, оказавшемуся в подобной ситуации, можно рекомендовать следующую методику пилотирования.

1. Прежде чем выводить дельталет из увеличивающегося угла крена, необходимо сначала плавно уменьшить угловую скорость до нуля, увеличивая поперечное усилие на ручке управления, но, давая ей в тоже время перемещаться в сторону увеличения угла крена, и только после этого плавно выводить дельталет из крена.

2. Для уменьшения величины аэродинамического инерционного момента следует уменьшить скорость, быстро убрав газ и плавно переместив ручку от себя в положение между балансировочным и максимально от себя.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пепеляев Е.В. "Миги" против "Сейбров". – М: ООО "Издательство "Яуза", 1998.
2. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. – М.: Машиностроение, 1979.
3. Котик М.Г. и др. Летные испытания самолетов. – М.: Машиностроение, 1968.
4. Lufttüchtigkeitsforderungen für schwerkraftgesteuerte Ultraleichtflugzeuge Nfl II-100/99, DULV, Bacnang. 2001.
5. Relativ a L autorisation de vol des aeronefs Ultra Legers Motorises (ULM). SFACT. Direction Generale de L Aviation Civile. Republique Francaise. 1995.
6. Lufttüchtigkeitsforderungen für schwerkraftgesteuerte Ultraleichtflugzeuge Nfl II-100/99, DULV, Bacnang. 2001
7. Guide to airworthiness procedures. Issue 7, BMAA, The Bullring, Deddington, Banbury, Oxon, 0X15 OTT 2004.
8. Критерии летной годности для сверхлегких летательных аппаратов. – М.: Межгосударственный авиационный комитет, 1995.
9. Забава В.И., Никитин И.В. Временные технические требования к моторным дельтапланам (ВТТ МДП-97). – М: ДОСААФ, 1987.
10. Требования к летной годности единичных экземпляров гражданских воздушных судов авиации общего назначения. (За исключением единичных экземпляров аэростатических воздушных судов авиации общего назначения). Утверждены распоряжением Министерства транспорта Российской Федерации от 15 мая 2003 года № НА-119р.
11. Азарьев И.А. и др. Практическая аэродинамика дельтаплана. – М.: Машиностроение, 1992.

FEATURES CROSS-SECTION DYNAMIC INSTABILITY OF TRIKE**Nikitin I.V.**

In the article the analysis of features of display of cross-section dynamic instability of trike and its theory is given. On the basis of the conducted analysis recommendations on the piloting are offered, allowing to introduce the trike from a mode of inertial self-rotation.

Сведения об авторе

Никитин Игорь Валентинович, 1953 г.р., окончил МИИГА (1979), ведущий научный сотрудник, кандидат технических наук, научный руководитель СКБ МГТУ ГА, пилот-эксперт-испытатель СЛА, автор 86 научных работ, область научных интересов – сверхлегкая авиация, проектирование и конструкция, применение сверхлегких воздушных судов, аэродинамика и динамика полета, методы испытаний.